２０１３年度　修士論文

論題

模型飛行機による飛行中の空力データ測定と失速特性の解析について

著者　　　安井一平

指導教官　　中村佳朗教授

名古屋大学大学院　工学研究科　航空宇宙工学専攻

空力・推進講座　流体力学研究グループ

目次

第 1 章　序論 1

1.1　研究の背景 1

1.2　研究の目的と方法 1

第 2 章　実験装置 2

2.1　模型飛行機 2

2.1.1　第 1 段階で用いた模型飛行機（1 号機） 2

2.1.2　第 2 段階で用いた模型飛行機（2 号機） 4

2.2　計測装置 7

2.2.1　圧力系統 7

2.2.2　GPS・ジャイロ・高度計系統 10

2.2.3　機載カメラ 11

2.3　その他実験に使用した装置 14

2.3.1　飛行試験 14

2.3.2　風洞試験 15

第 3 章　実験方法 16

3.1　飛行試験 16

3.1.1　試験場所 16

3.1.2　飛行試験の準備 17

3.1.3　飛行試験 18

3.2　データの解析 21

3.2.1　圧力系統 21

3.2.2　GPS・ジャイロ 23

第 4 章　実験結果 24

4.1　5 孔ピトー管の風洞試験 24

4.1.1　5 孔ピトー管の校正 24

4.1.2　機体と 5 孔ピトー管の干渉 26

4.2　1 号機による飛行試験 28

4.2.1　Cp 分布と迎角 31

4.2.2　失速・スピン試験 33

4.2.3　C_lの推定 40

4.3　2 号機による飛行試験 44

4.3.1　失速・スピン試験 48

4.3.2　飛行中の全機 C_Lの推定 64

第 5 章　　結論..68
参考文献..68
謝辞..70

第1章　　序論

1.1　研究の背景

これまで，当流体力学研究室では風洞及び CFD を用いて航空機の空力に関する研究を行ってきた．しかしながら，風洞実験に於いては使用する模型がスティングに固定されており，航空機の運動を伴うような非静的な実験を行うことは難しい．また，風洞内で飛行を行う実験法も存在するが，狭い風洞の試験部から飛び出してしまうため，大きな運動を伴った実験を行うことは困難である．一方で CFD による計算では，格子を移動・変形させる等の手法により，航空機の運動を流体とともに計算することも可能であるが，計算の結果が正しいことを保証するためには，実験との比較が必要になる問題がある．そこで，実際に航空機を飛ばし，その飛行中の空力データを測定することで，よりリアルかつ動的なデータを取得したいという要求がある．

飛行実験に於いては，実スケールの航空機で実験を行うことが可能であれば最も良いが，実機での実験はそのために必要なコストは大きな物になり，安全性においても厳しい制限がかけられることになる．このため，試験の回数に限界があり，その内容についてもあまり極端な実験は困難である．そのため，本研究では安価で入手可能な模型飛行機を改造し，様々なセンサーを搭載して飛行試験を行う．模型飛行機を用いることで，実機に於いては困難な極端な運動を伴う実験を行うことが出来るため，実機に於いて墜落につながるような空力現象も解析することが可能になる．このように低コストで有用な空力データを取得し，それを用いて複雑な運動を伴った空力現象を解明することが本研究の目的である．

また近年，環境問題への関心の高まりにより，自動車や船舶だけでなく航空機においても二酸化炭素を排出しない電動化が試みられるようになっている．そこで，本研究では環境面及び取り扱いが容易であることに着目し，小型の電動機を実験に用いることとした．

1.2　研究の目的と方法

本研究の目的は，模型飛行機を用いて実際に飛行中の航空機の失速・スピン特性を解析することである．失速とそれに続くスピンは固定翼の航空機にとって危険な現象であり，離着陸時など低空を低速で飛行中に遭遇した場合，墜落など事故につながる．しかし，失速からスピンに入る一連の運動は動きが大きく風洞内での実験は困難であり，CFD におい

ても剥離の正確な計算は難しく，全機の計算は非常に時間がかかるため，実際に飛行しての試験が望ましいと考えられる．また離着陸時に於いて，飛行機は高揚力装置を展開しており，高揚力装置を使用時の失速特性について研究を行う．

模型飛行機を用いた飛行実験は研究室として初めての試みであり，模型飛行機の組み立てや改造・運用のノウハウの確立が必要で操縦技量の習得も必要であった．そのため，第1段階としてシンプルな形状で操縦の容易な機体を使用して，実験に必要な知識や技量の習得や計測装置の試験を行う．そして第 2 段階として，第 1 段階で試験した計測装置を用いて，より実践的な研究を進めることとした．

第 1 段階に於いては電動のトレーナー機を使用して模型飛行機に習熟するとともに 5 孔ピトー管や圧力センサー，ロガーが正常に機能するかをチェックし，失速・スピン時の主翼周りの流れ場について計測・観察を行った．第 2 段階では失速・スピン時の特性と短距離離着陸に必要なフラップやプロペラ後流の影響を調べるため，より複雑なフラップと双発のプロペラを用いた模型飛行機を用いる．これには第 1 段階で試験した計測器を搭載しているほか，実験の途中よりジャイロ・GPS・操舵の記録が可能な装置を追加し，飛行の軌跡についてより詳細な計測と解析を行う．

第2章　実験装置

2.1　模型飛行機

本研究では模型飛行機を使用して実際に飛行実験を行う．使用する模型飛行機は第 1 段階と第 2 段階でそれぞれ 1 機ずつ，計 2 機を使用した．

2.1.1　第 1 段階で用いた模型飛行機（1 号機）

第 1 段階で用いた模型飛行機の選定にあたっては，模型飛行機について習熟する必要があったため，安定性が良好で操縦が容易であること，強靭な素材を使用しており壊れにくくかつ改造が容易であること，計測器を搭載するため極力大きなペイロード性能を持つこと，電動であることを重視した．このため，入門用トレーナー機であり EPP または EPO 製，スパン 1.5m クラスの電動機を用いることとした．この条件を満たし，安価で入手可能な模型飛行機として，京商製「U CAN FLY 1400 PIP」を選定した．この機体は準完成機であるため組み立てが容易で強靭な EPO 製である．また，同クラスの他機種に比べて軽量で，胴体内に物資投下用のスペースがあり，計測器の搭載でも有利である．無線操縦用の装置については，最新の規格である JR PROPO の DMSS 2.4GHz を選定した．この機体では 5 チャンネルの送受信器が必要であるが，発展性を考慮して 8 チャンネルの XG8 送信機及び RG831 受信機を使用する．

図 2.1　京商 U CAN FLY

図 2.2　XG8 送信機・RG831B 受信機

この機体を基本とし，以下の改造を行った.

- 5 孔ピトー管を右翼の前縁に搭載
- 左翼上下面の平均空力翼弦上に圧力孔を開口
- 主翼上面を黒塗装
- 右翼上面にタフト取り付け
- 計測器搭載

5 孔ピトー管は機首にプロペラがあるため，右翼の前縁に取り付けられている．また圧力チューブを主翼の内部に通し，胴体内に搭載したセンサーに接続した．なお，主翼上面の黒塗装は塗装のむらが問題となったため，フィルムに交換して試験を行っている．ピトー管についても，試験の結果を反映して取り付け部を伸ばし主翼から遠ざける変更を行った．また，機器の搭載で重量が増加し推力が不足となったので，モーターの換装を行っている．

図 2.3　U CAN FLY　改造後

表 2.1　諸元

全長	1.22m
全幅	1.46m
翼面積	$0.365m^2$
全備重量	1.67kg
動力	11.1V 2200mAh Li-Po バッテリー ブラシレスモーター
翼型	NACA2415

2.1.2　第 2 段階で用いた模型飛行機（2 号機）

第 2 段階では失速・スピン時の流れ場における，フラップやプロペラ後流の影響を調べる．このため，第 2 段階で用いる模型飛行機には，双発機でプロペラ後流が主翼にあたること，フラップが搭載されているか改造が容易なことを重視し，そのほか，EPO 等丈夫な素材，計測器搭載スペースとペイロード性能を条件とした．以上を考慮して，ASTRO HOBBY 製「Cessna 310 Grand Cruiser」を選定した．この機体は主翼に双発のプロペラ

を持ち，内翼部にスロッテッドフラップが小改造にて搭載可能であるほか，大きな胴体がペイロードの搭載に優れている．

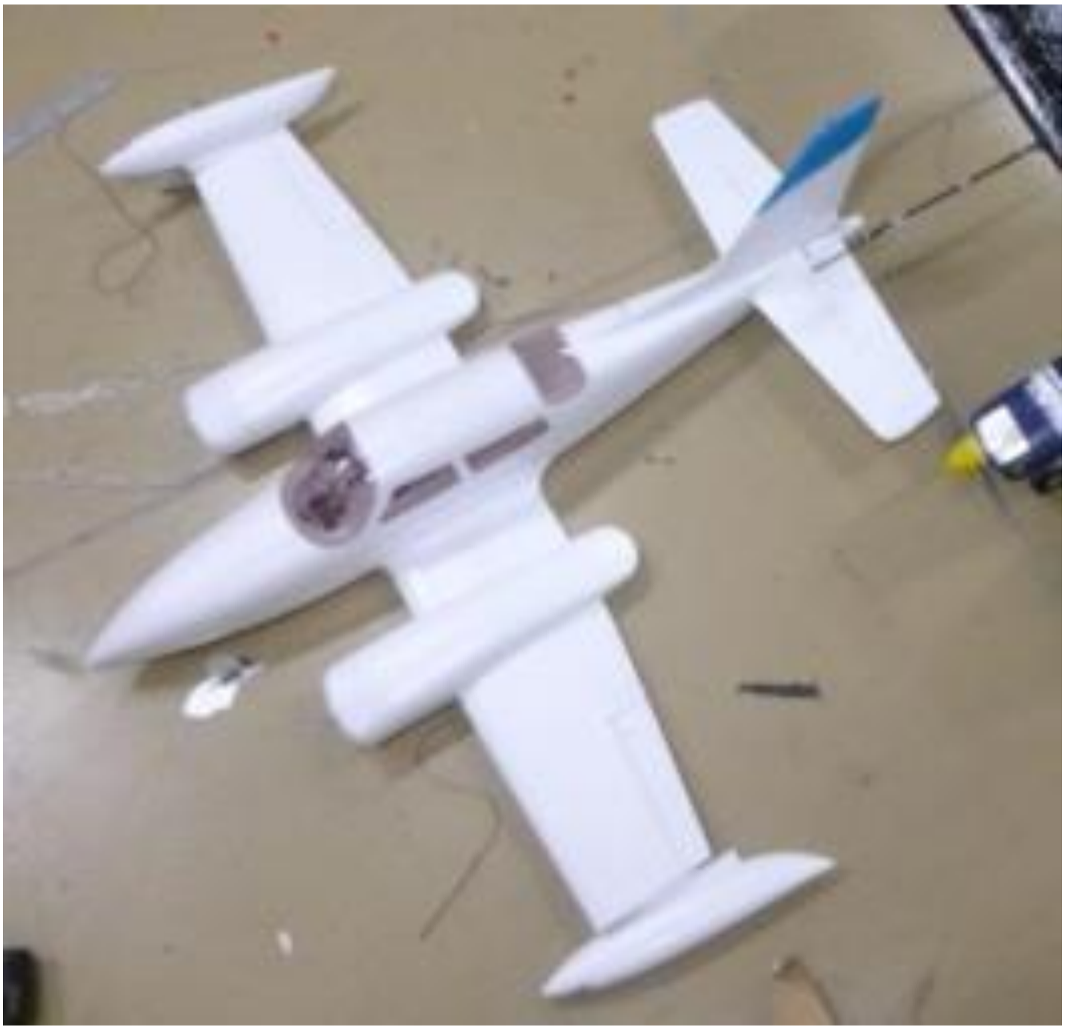

図 2.4　ASTRO HOBBY Cessna 310

この機体を基本として，以下の改造をして試験を行った．

- フラップ作動用サーボ搭載・リンケージ
- 機首に 5 孔ピトー管搭載
- 翼上面を灰色塗装
- 左翼上面，ナセルの左右に圧力孔開孔
- 計測器搭載
- プロペラを左右反転に変更
- 計測器アクセス用のハッチ取り付け

図 2.5　ASTRO HOBBY Cessna310　改造後

図 2.6　スロッテッドフラップ（下げ角 30°）

表 2.2　諸元

全長	1.10m
全幅	1.28m
翼面積	0.222m^2
全備重量	1.8kg
動力	11.1V 2200mAh Li-Po バッテリー ブラシレスモーター×2
翼型	翼根:NACA2418 翼端:NACA2412
高揚力装置	スロッテッドフラップ コード長：30% スパン:50%

なお，機体重量が大幅に増加することから，試験開始前に主翼内にカーボンテープを取り付けることで補強を行っているが，試験中強度不足を生じたため，カーボンテープを追加しさらに補強を行っている．また，この機体では主翼内に圧力チューブを通すことが出来なかったため，圧力チューブは主翼下面を這わせている．

2.2　計測装置

2.2.1　圧力系統

本研究では，主翼の圧力分布及び対気速度・迎角を測定するため，圧力を計測する．圧力系統は 5 孔ピトー管・圧力孔・シリコンチューブ・圧力センサーからなり，圧力センサーには Li-Po バッテリーとレギュレーターにより 3.3V が供給される．また，データの記録は 8 チャンネルのアナログデータロガーを 2 基使用し，圧力センサーのアナログ出力を Micro SD カードに記録する．なお圧力センサーは 10 個搭載しており，同期のために 1 個は両方のロガーへ接続されている．

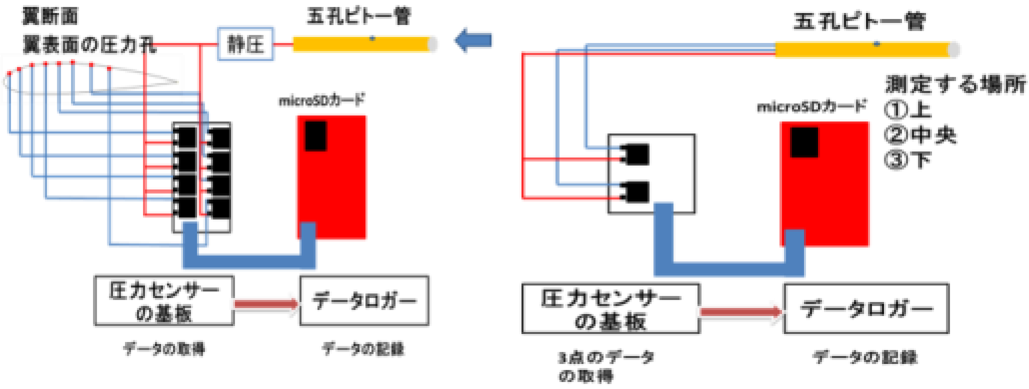

図 2.7　圧力系統

表 2.3　使用した機器

5 孔ピトー管	アクリル・真鍮製 頂角 45° 側面に静圧孔有り
圧力センサー	Honeywell　HSCDRRN002NDAA3
データロガー	Logomatic v2 Serial SD Datalogger
電源	7.4V 180mAh Li-Po バッテリー レギュレーターにより 3.3V を供給

図 2.8　5 孔ピトー管

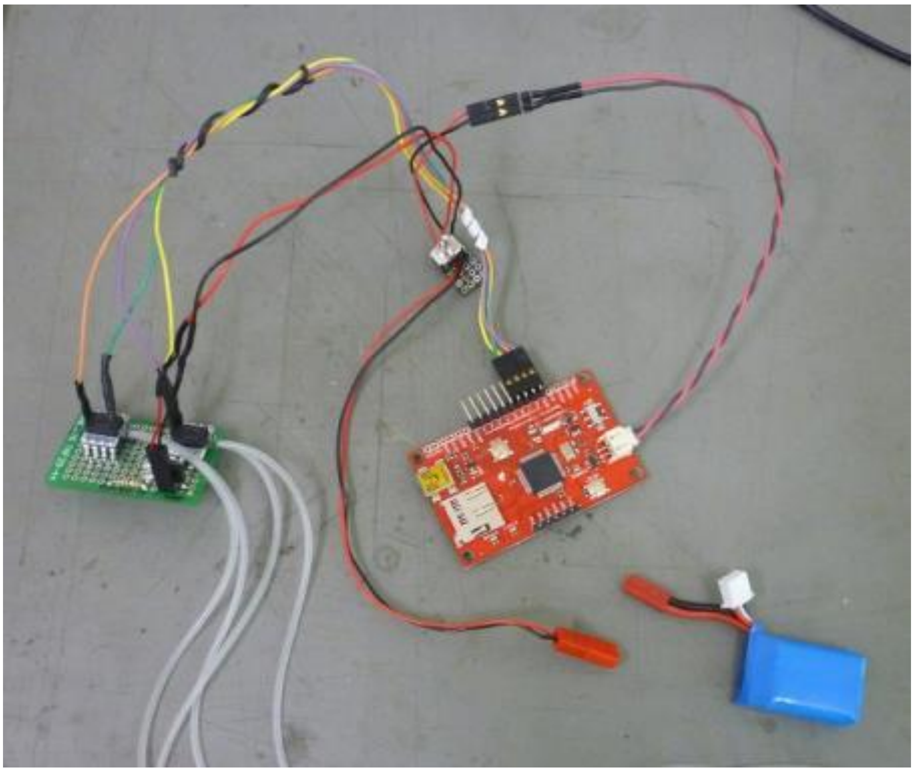

図 2.9　圧力センサー・ロガー・電源（ピトー管系統）

図 2.10　1 号機の圧力孔（主翼上面）

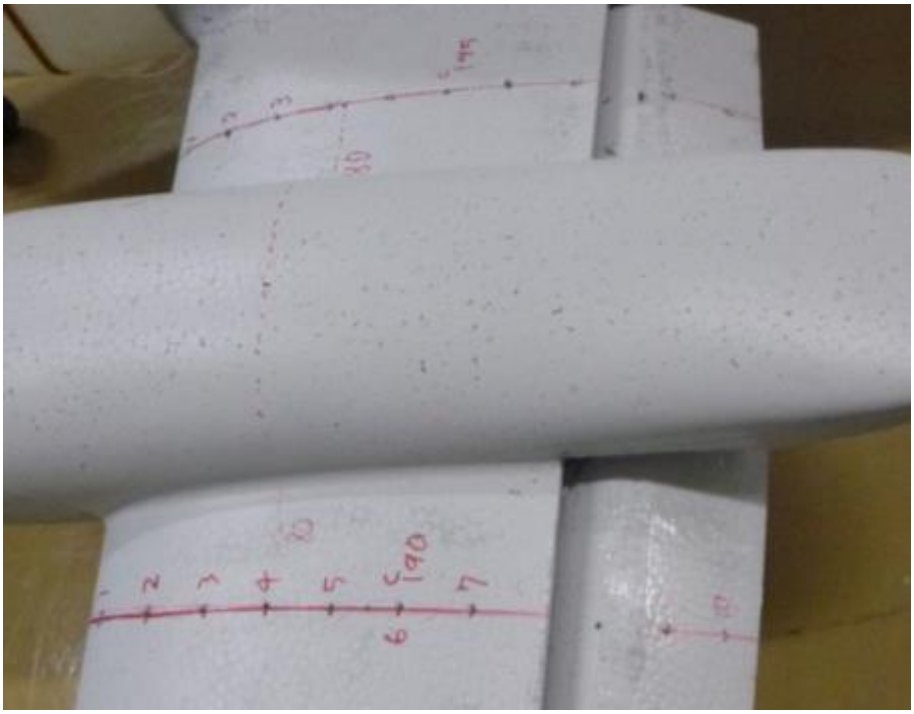

図 2.11　2 号機の圧力孔

5 孔ピトー管は 1 号機ではプロペラを避けて右翼前縁に，2 号機では機首に取り付けている. 圧力孔は 1 号機では平均空力翼弦に 1 列, 2 号機ではナセルの中心より左右に 2 列ある. コード方向の位置は両機ともに前縁より翼弦長の 5%,15%,25%・・・と前縁より 5%から 10%刻みで開けており，1 号機では上下面とも 5〜75%の 8 点ずつ計 16 点，2 号機では上面に 5〜95%までの 10 点ずつ計 20 点開けている．また，2 号機では 75%,85%,95%の圧力孔はフラップ上にある.

5 孔ピトー管及び圧力センサーは，飛行試験を行う前に風洞を用いて校正を行っている．また，振動又は静電気が原因と考えられるロガーの故障が多発したため，入力に対サージのための抵抗を追加し，またスポンジで包むようにした.

2.2.2　GPS・ジャイロ・高度計系統

高度を含む機体の飛行の軌跡や姿勢・操舵について記録するための計測器は実験の進行に合わせ高度化を進めたため，搭載した装置が変化している．第 1 段階及び第 2 段階の初期に於いては，GPS ロガーのみを搭載し，位置・高度のみを記録している．しかしながら，より正確な解析のために姿勢角や操舵の記録を行う必要があり，GPS のみでは高度の記録の精度が十分ではない問題もあった．そのため，ArduPilotMega2.5 という模型飛行機・マルチコプター用の高機能コントローラーを搭載し，これのソフトウェアを変更しロガーとして使用することにより GPS による軌跡だけでなく機体の姿勢角や加速度・操舵角を記録

可能とし，高度についてもこれに搭載された高精度気圧高度計を使用することで正確な記録を可能とした．

図 2.12　初期の GPS ロガー　GT-730FL-S

図 2.13　ArduPilotMega 2.5

2.2.3　機載カメラ

本研究では模型飛行機の右翼上面にタフトを貼り付け，飛行中の流れ場の観察を行う．飛行中のタフトの様子を撮影するため，機体上部にはカメラを取り付けている．本研究では，以下の 3 種類のカメラを使用した．

- FLY-DV
- iON The Action
- GOPRO HERO3

FLY-DV は実験の第 1 段階にて使用しており，小型軽量である．これを主翼中央の上面に設置し，タフトを撮影する．離陸前に撮影を開始し，着陸後，PC にて撮影された映像データを取り出す．

図 2.14　FLY-DV カメラ

iON the Action は第 2 段階の初期にて使用した．これは，機体形状のため以前の FLY-DV では 60°と画角が不足しており，主翼全体の撮影が不可能であったためである．このカメラは 120°の画角を持ち，胴体上部に搭載され右翼を撮影する．しかしながら，このカメラでも画角が不十分で有り，翼根からエルロンの手前までの範囲のみの撮影となった．このため，より広い画角と画質の向上のため，カメラを GOPRO HERO3 に変更している．このカメラは 170°の画角を持ち, このため翼根から翼端までの翼全体の撮影が可能となった. また HD 画質での撮影となり，タフトの詳細な動きの観察が可能になった．一方で 100g の重量の増加となっている．

図 2.15　iON the Action カメラ

図 2.16　GOPRO HERO3 カメラ

2.3　その他実験に使用した装置

2.3.1　飛行試験

模型飛行機本体，計測装置の他に以下の物を試験に使用した．

ケストレル 2500　ハンディ風速計
SONY HDR-2000AX　ビデオカメラ
バッテリーモニター

ハンディ風速計は風速を測定し試験飛行の可否の判断の他，気圧や気温の測定にも利用した．また，ビデオカメラは地上より飛行中の模型飛行機を追尾し，撮影を行った．バッテリーモニターは試験後にバッテリー残量を測定し，飛行時間の調整に使うほか，バッテリーのセル間バランスの修正など，バッテリーのコンディション管理に使用した．

図 2.17　ケストレル 2500 による実験条件の測定

図 2.18　HDR-2000AX　ビデオカメラ

2.3.2　風洞試験

本研究では使用した 5 孔ピトー管の校正及び，飛行試験のデータと比較するため，風洞試験を行っている．風洞試験は自由傾斜風洞を使用して行った．

図 2.19　自由傾斜風洞

風洞試験における圧力の計測には COSMO 社のマノメーター，DAQ ボード及び PC を使用した．

第3章　　実験方法

3.1　飛行試験

3.1.1　試験場所

本研究での模型飛行機の飛行試験は，豊明市にあるラジコンクラブのご厚意により，ラジコン飛行場を使用して行っている．この飛行場は 90m の草地滑走路を持ち，本研究で使用した模型飛行機の離発着及び上空での試験が可能である．

図 3.1　ラジコン飛行場全景

図 3.2　飛行場鳥瞰

3.1.2　飛行試験の準備

模型飛行機の組み立て後，実験を開始する前にまず模型飛行機の動力や操舵・送受信器が正常に機能しているか確認する必要がある．このため，まずは動力装置について確認するためバッテリーの代わりに安定化電源を模型飛行機に接続し，モーターの全開試験を行った．バッテリーと同じ電圧を供給し，全開時の電流がモーター・モーターコントローラーの許容範囲に収まっておることを，2 機種ともに確認している．次に送受信器が正常に機能していることを確認するため，取扱説明書に記載の方法にて電波の到達試験を行った．最後に，これらすべての機能が正常に機能し，飛行機が操縦可能であることを確認するため，第 3 グリーンベルトのグランドにてジャンプ試験を行い，機体が浮上し操縦可能であることを確認した．以上の試験は，機体の組み立て完了後に 1 度実施している．

図 3.3　ジャンプ試験

また，データ取得の実験飛行前には圧力計・ロガーの記録テストと操舵の試験を毎回行っている．

3.1.3　飛行試験

実験飛行は前述のラジコン飛行場にて行った．滑走路より離陸し上昇，上空にて特定のマヌーバーを行いデータ採取，滑走路に着陸する．データはロガーとカメラの Micro SD カードに記録されるため，着陸後 PC を使用してデータを回収する．

図 3.4　離陸

図 3.5　着陸

上空での試験については，本研究では失速特性の解析に焦点を当てるため，失速試験に重点を置いて行っている．この試験では高度を取り機体を水平直線飛行させた状態から開始する．そこからパワーを絞り，速度を減少させていく．この間，水平飛行を維持するため，エレベーターを引き速度の減少に合わせて迎角を大きくしていく．迎角がある大きさを超えると翼上面の流れは剥離し，模型飛行機は失速する．失速に入った後もそのままの操舵を維持して失速の状態を継続させる．

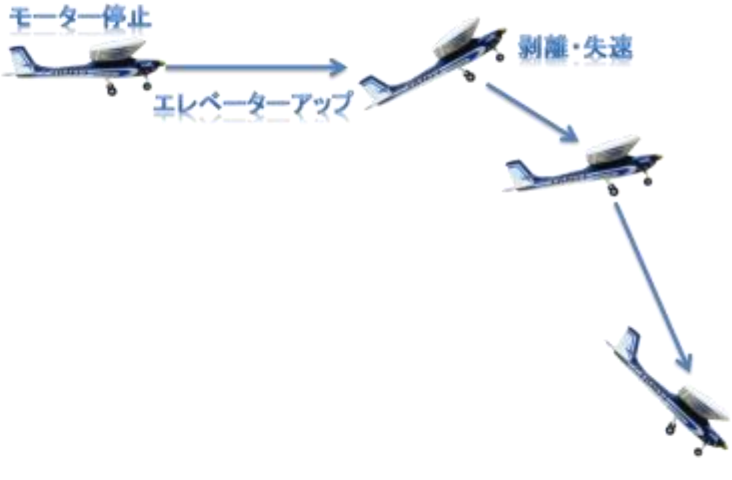

図 3.6　失速

この後，1 号機の場合はエルロンとラダーを同方向に最大まで操作することで，2 号機ではエレベーターアップの操作を継続するのみでスピンに突入させ，スピン中の空力データを採取する．リカバリーは各舵を中立に戻してスピンを止めるとともに迎角を減少させて

失速より回復し，降下して十分加速したところで機体を引き起こして水平飛行に回復する．

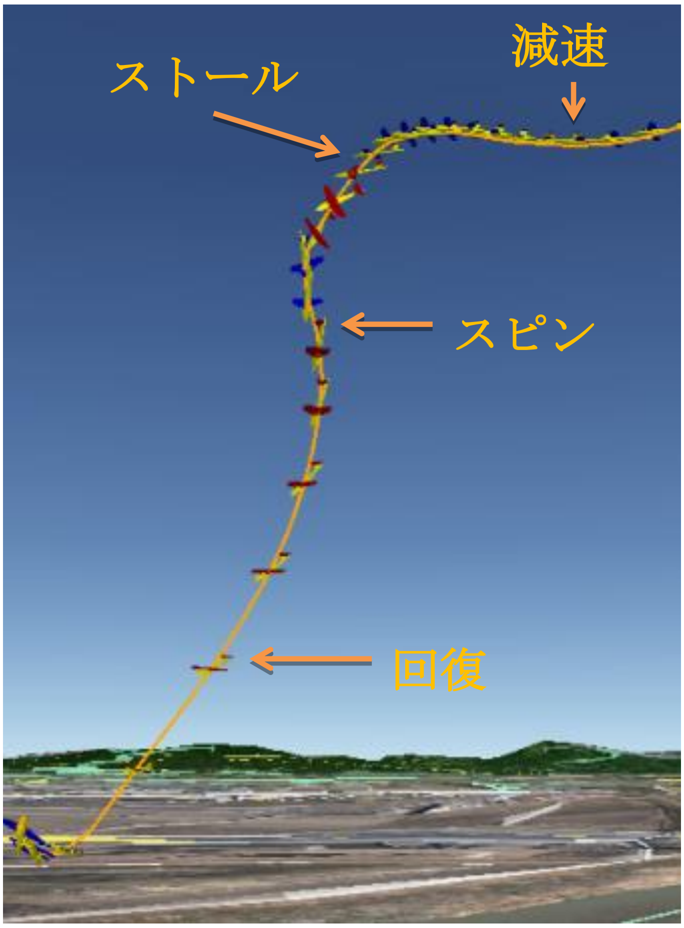

図 3.7　Google Earth で表示した失速・スピン試験の軌跡

図 3.8　スピン

3.2　データの解析

3.2.1　圧力系統

圧力系統のロガーは 0～3.3V のアナログ電圧を ADC により 10bit のデジタル値として 100Hz で記録する．このため，記録された値より以下の式でセンサーの出力電圧が計算される．

$$Data = 1024 \cdot \frac{V_{in}}{3.3}$$ ・・・数式 3.1

$$V_{in} = 3.3 \cdot \frac{Data}{1024}$$ ・・・数式 3.2

ここで V_{in}:入力電圧　$Data$:記録値である．

また, 圧力センサーは 2 つの圧力孔における-2inH2O～2inH2O の差圧を 0.0～3.3V の電圧として出力する．センサーのデータシートより出力電圧と圧力の関係は下図のようになる．

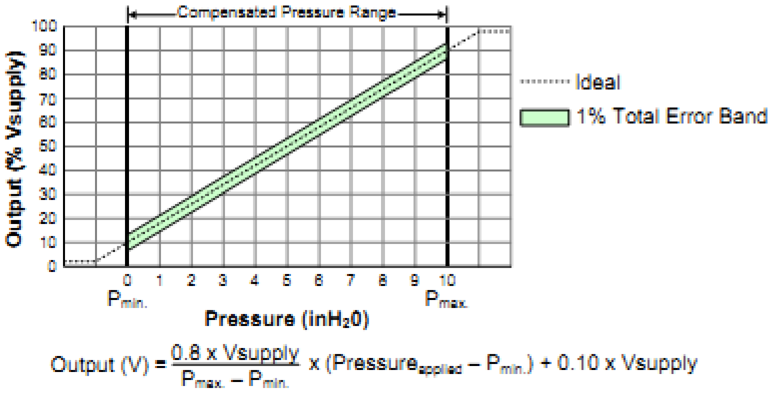

図 3.9　センサーの出力電圧

出典：HSC Series ULP Analog PS データシート

ここで $Output$:出力電圧，V_{supply}:電源電圧，$Pressure_{applied}$:差圧入力，P_{max}:定格最大圧，P_{min}:定格最小圧である．式を変形すると電圧より圧力が計算できる．

$$P_{applied} = P_{\min} + (Output - V_{supply} \times 0.10) \cdot \frac{P_{\max} - P_{\min}}{0.8 \times V_{supply}}$$ ・・・数式 3.3

ここで V_{supply}＝3.3V，P_{max}＝2inH2O= 498.35Pa，P_{min}＝-498.35Pa である．式 3.2 より

$$P_{applied} = P_{\min} + (3.3 \cdot \frac{Data}{1024} - V_{supply} \times 0.10) \cdot \frac{P_{\max} - P_{\min}}{0.8 \times V_{supply}}$$

$$P_{applied} = P_{\min} + (\frac{Data}{1024} - 0.10) \cdot \frac{P_{\max} - P_{\min}}{0.8}$$ ・・・数式 3.4

よって記録されたデータから各圧力センサーにかかる差圧が計算される．この圧力の値より，主翼の圧力孔では圧力係数 Cp を，5 孔ピトー管では迎角と動圧から対気速度を計算する．本研究ではセンサーを 2 つ使用し，3 孔ピトー管として迎角のみ測定を行う．センサーは中央の圧力孔と上又は下の圧力孔の差圧を計測するように接続され，P_1-P_4=dP_4 及び P_1-P_5=dP_5 を測定する．

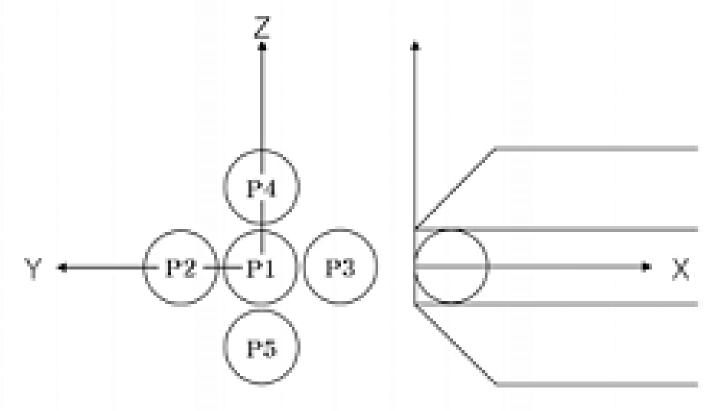

図 3.10　5 孔ピトー管

出典: Calibration of a Five-Hole Multi-Function Probe for Helicopter Air Data Sensors

動圧は中央の圧力孔と上下の圧力孔それぞれの差圧を平均し，校正係数を掛けることにより求められる．まず，差圧の平均は

$$\overline{P} = \frac{(P_1 - P_4) + (P_1 - P_5)}{2}$$

P_1-P_4=dP_4 P_1-P_5=dP_5 なので

$$\overline{P} = \frac{dP_4 + dP_5}{2}$$ ・・・数式 3.5

$$q = Kq \times \overline{P}$$ ・・・数式 3.6

校正係数 Kq は風洞試験より 1.96 である．動圧と大気密度より，対気速度を計算する．

$$q = \frac{1}{2}\rho v^2$$

$$v = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$ ・・・数式 3.7

次に迎角は上下の差圧により求めることが出来る．

$$Cp_{Pitch} = \frac{P_5 - P_4}{\overline{P}} = \frac{-(P_1 - P_5) + P_1 - P_4}{(P_1 - P_4 + P_1 - P_5) \div 2}$$

$$Cp_{Pitch} = \frac{-dP_5 + dP_4}{(dP_4 + dP_5) \div 2}$$ ・・・数式 3.8

$$\alpha = Kp \times Cp_{Pitch}$$ ・・・数式 3.9

ここで校正係数 Kp は風洞試験より 10.246 である．

翼面の圧力係数 Cp は Cp の定義より計測された圧力を動圧で割ることにより求められる．

$$Cp = \frac{P - P_{static}}{q}$$ ・・・数式 3.10

圧力センサーは 5 孔ピトー管側面の静圧孔と翼面の圧力孔の差圧を計測するため，計測された差圧を動圧で割ることで Cp が求められる．

3.2.2 GPS・ジャイロ

GPS 及びジャイロ・操舵の記録は ArduPilotMega2.5 向けに公開されているオープンソースソフトウェアを利用して計測した．ボード上の GPS・ジャイロコンパス・磁気センサー・加速度センサー・気圧高度計・PWM エンコーダはこのソフトウェアによって統合されており，オープンソースの PC ソフトウェアで読み出すことが可能である．データは csv 形式で保存され，Excel で整理する．また，位置・高度・姿勢は Google Earth で読み込める形式に変換され，地図上で軌跡・姿勢が確認できる．

図 3.11 Mission Planner ソフトウェア

図 3.12　Google Earth に表示した軌跡と姿勢

第4章　　実験結果

4.1　5 孔ピトー管の風洞試験

4.1.1　5 孔ピトー管の校正

まず，5 孔ピトー管の校正を行うため，風洞試験を行った．風洞は自由傾斜風洞を使用し下図のように 5 孔ピトー管をセット，マノメーターに接続して角度を変えて試験を行い各圧力孔にかかる圧力を計測した．流速は 10m/s で，圧力は大気圧を基準としてゲージ圧で計測している．

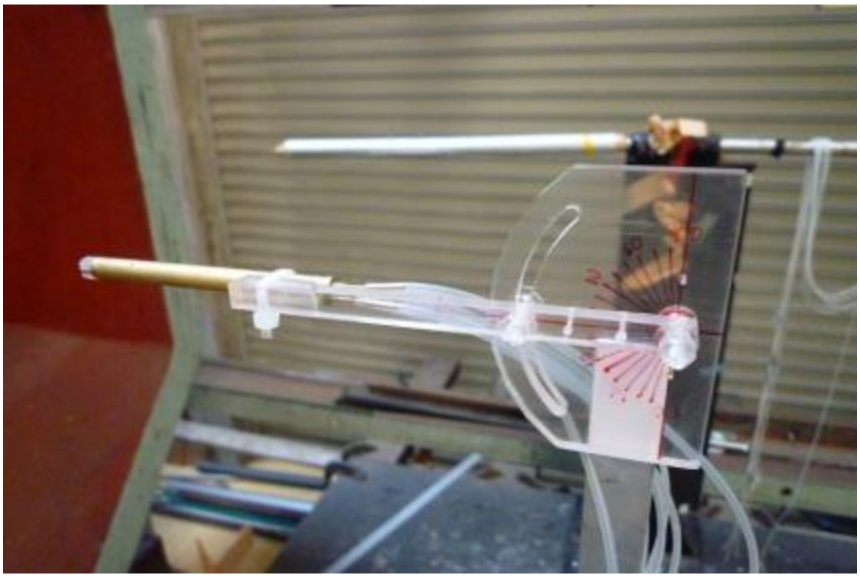

図 4.1　5 孔ピトー管の風試

結果を以下に示す．なお，圧力は風洞の動圧により無次元化している．

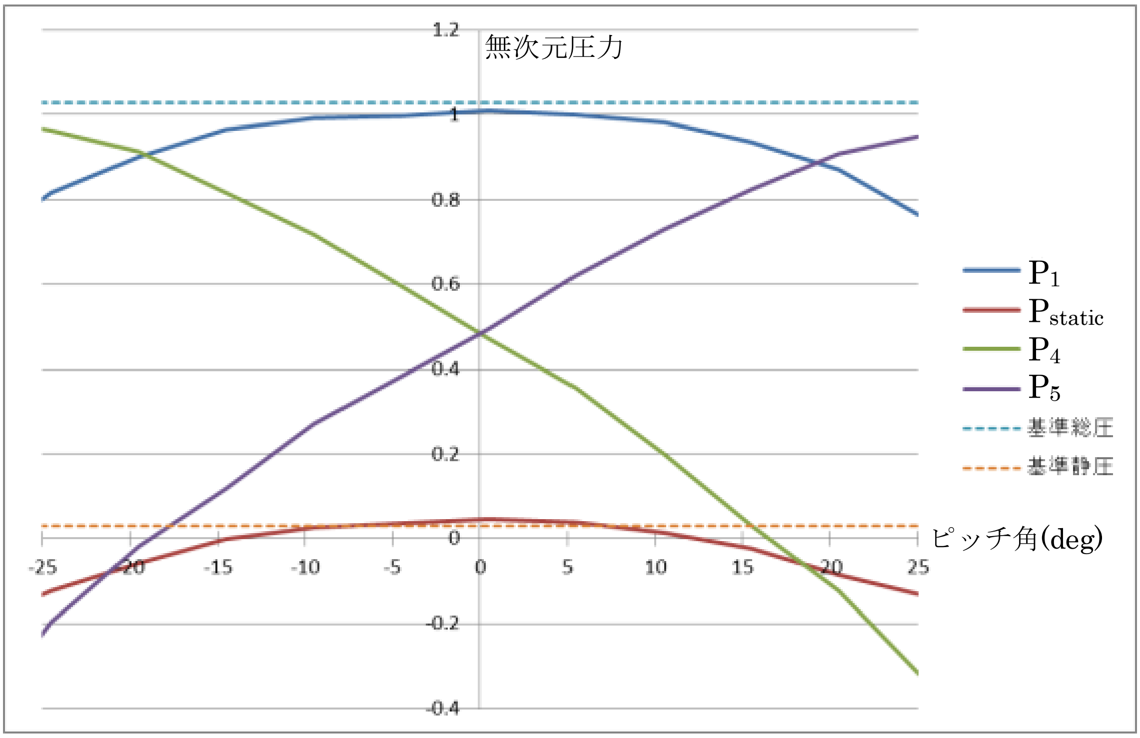

図 4.2　5 孔ピトー管風試結果（ピッチ変化）

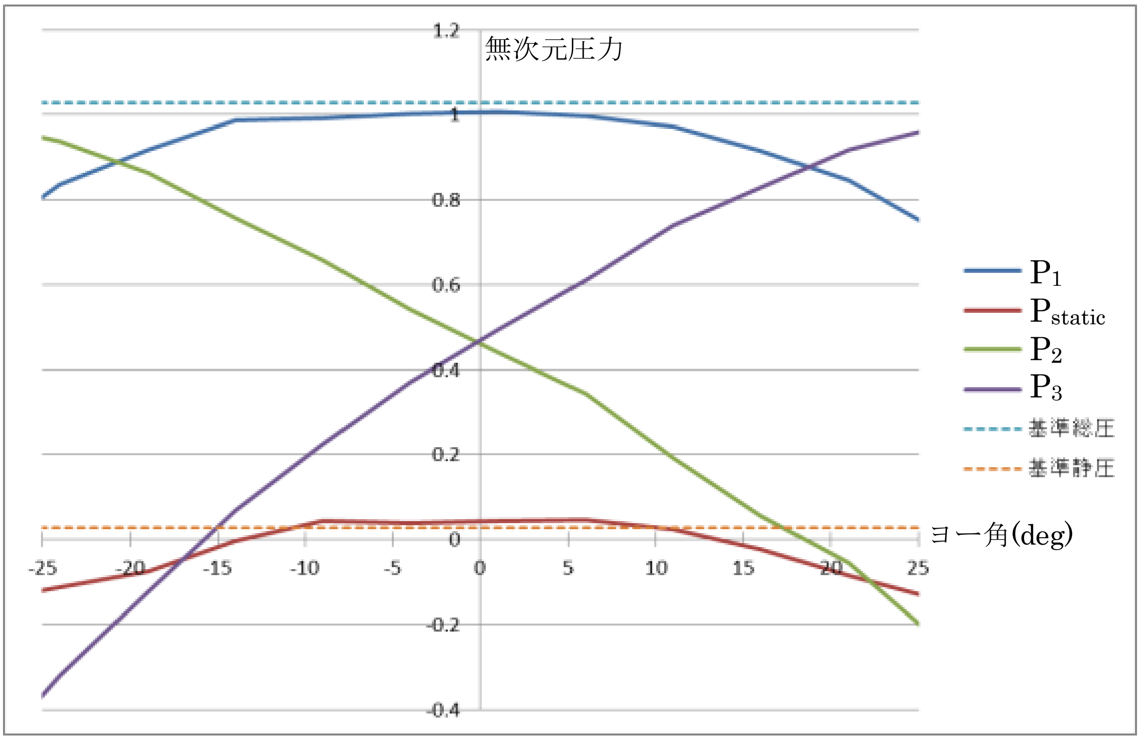

図 4.3　5 孔ピトー管風試結果（ヨー変化）

また，上下及び左右の圧力孔の差圧と角度を示すと，以下のようになった．

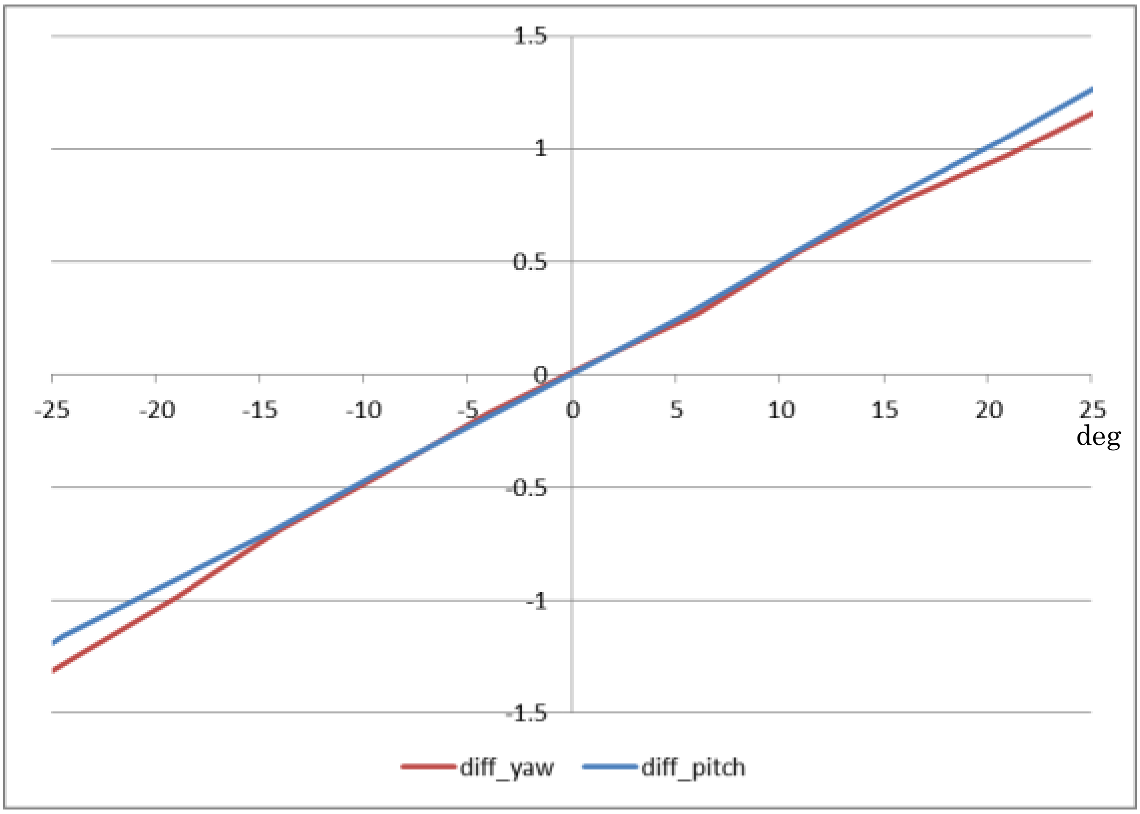

図 4.4　上下・左右の圧力孔の差圧と角度

この結果より，最小 2 乗法を用いて 5 孔ピトー管のピッチ角・ヨー角と差圧の関係を求めると

- Pitch :　0.0493 (1/deg)
- Yaw :　0.0490 (1/deg)

となった．

4.1.2　機体と 5 孔ピトー管の干渉

次に，5 孔ピトー管を機体に取り付けて風洞試験を行い，機体との干渉を確認した．風洞に 5 孔ピトー管を取り付けた機体を設置し，迎角及び流速を変化させ，そのときに 5 孔ピトー管の計測値から正確に迎角と対気速度が計算できるかを確認する．まず，主翼に取り付けられた 5 孔ピトー管の先端から，主翼前縁まで 100mm の場合の結果を示す．

図 4.5　右翼の 5 孔ピトー管（全長 100mm）

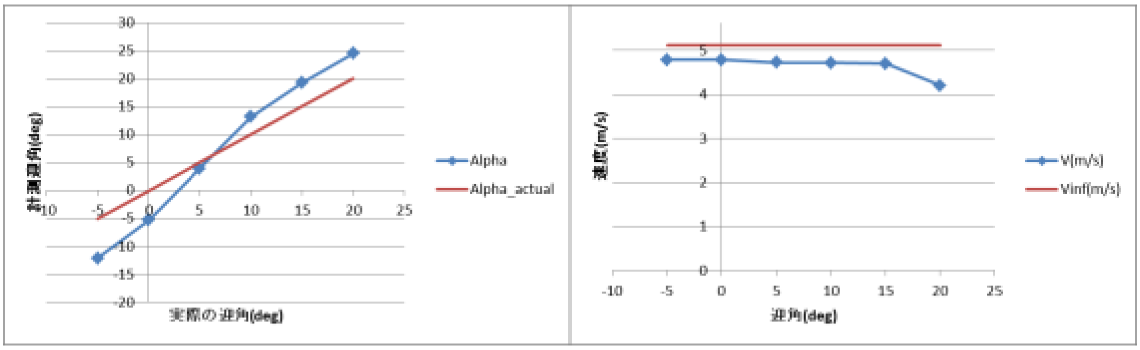

図 4.6　計測された迎角と速度（100mm　5m/s）

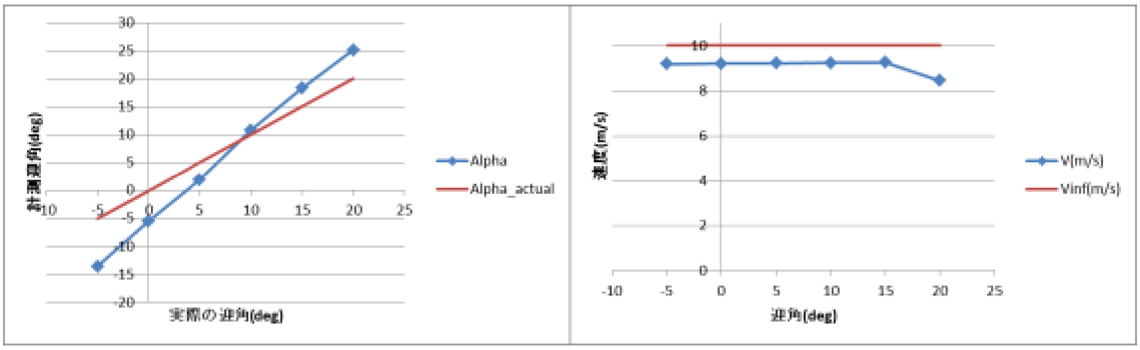

図 4.7　計測された迎角と速度（100mm　10m/s）

図はそれぞれ左が迎角，右が速度の結果を示している．ピトー管の長さが 100mm では，主翼周りの流れと干渉してしまっており，速度は前縁のよどみ点に近いために 10%程低くでている．迎角は実際の迎角よりも高迎角時では高く，低迎角時では低くでている．このため, 全長 100mm のピトー管では主翼に近すぎるため, 正確な計測が出来ない. このため, ピトー管の長さを 300mm とし，主翼から遠ざけた場合の結果は以下のようになった．

図 4.8　延長された 5 孔ピトー管（300mm）

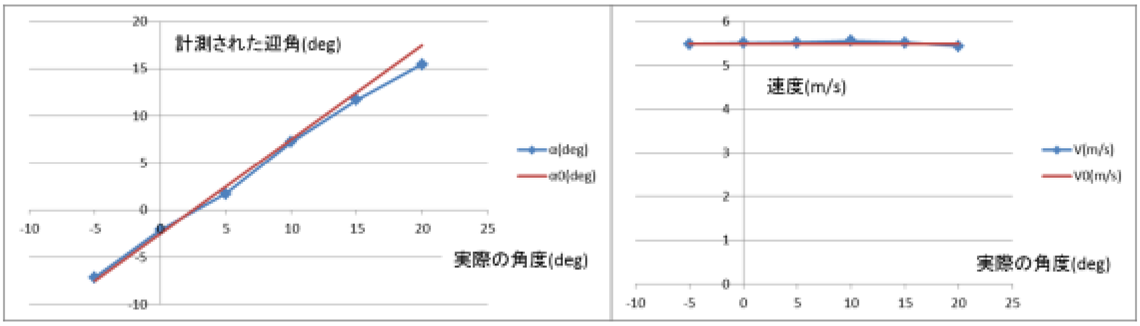

図 4.9　計測された迎角と速度（300mm　5m/s）

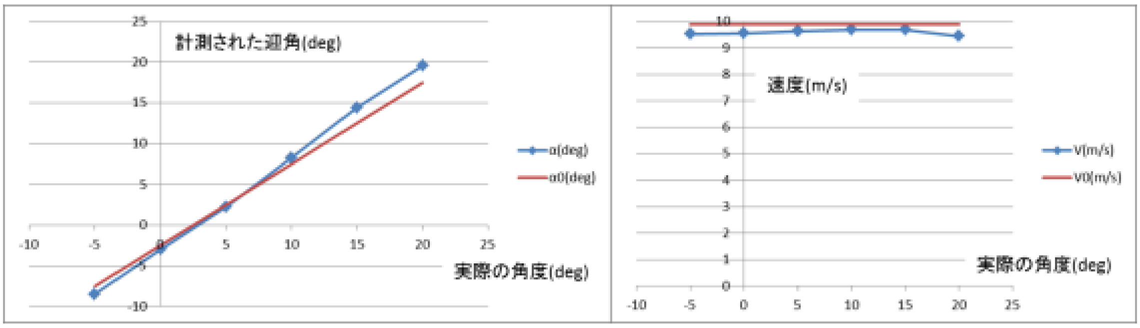

図 4.10　計測された迎角と速度（300mm　10m/s）

計測された迎角・速度ともに，実際の角度と速度によく一致しており，このピトー管の長さであれば，正確な測定が可能であることが確認された．なお，計測された迎角にオフセットがあるのは主翼に対してピトー管が 3°下向きに取り付けられているためである．ピトー管の全長 300mm に対して，取り付け部の翼弦長は 270mm であるため，主翼の前縁からは翼弦長の 1 倍以上離せば誤差は少なくなると言える．

4.2　1 号機による飛行試験

1 号機による，ある飛行実験の結果を以下に示す．

図 4.11　離陸

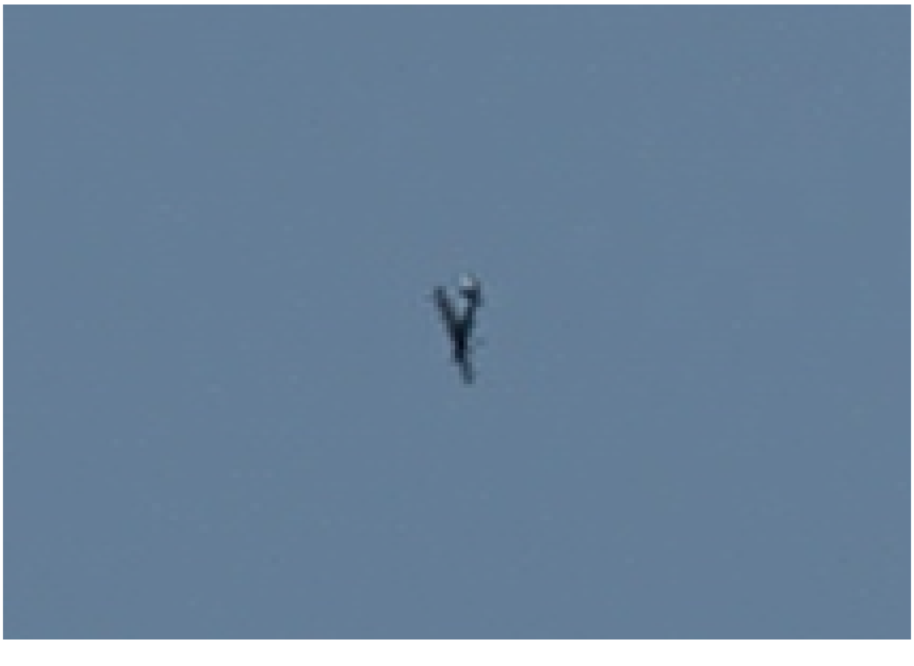

図 4.12　スピン試験

図 4.13　着陸

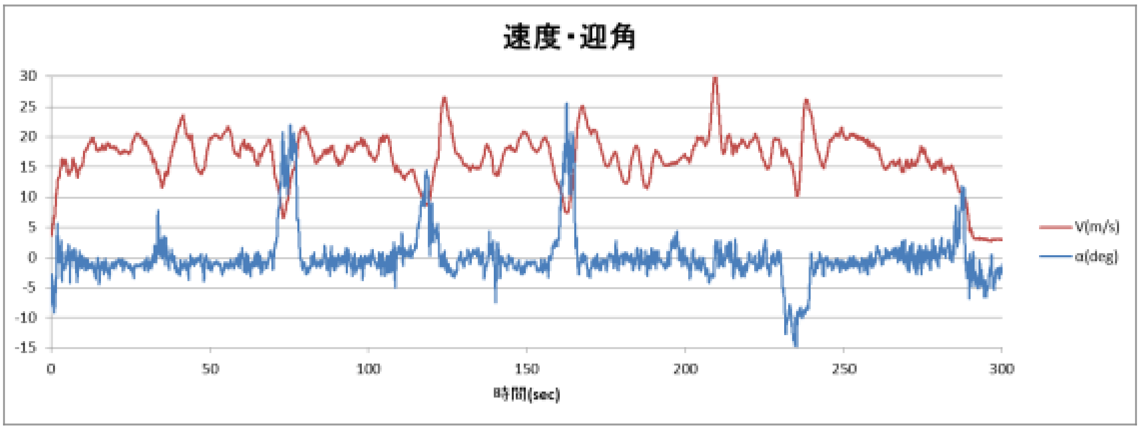

図 4.14　飛行中の速度及び迎角履歴

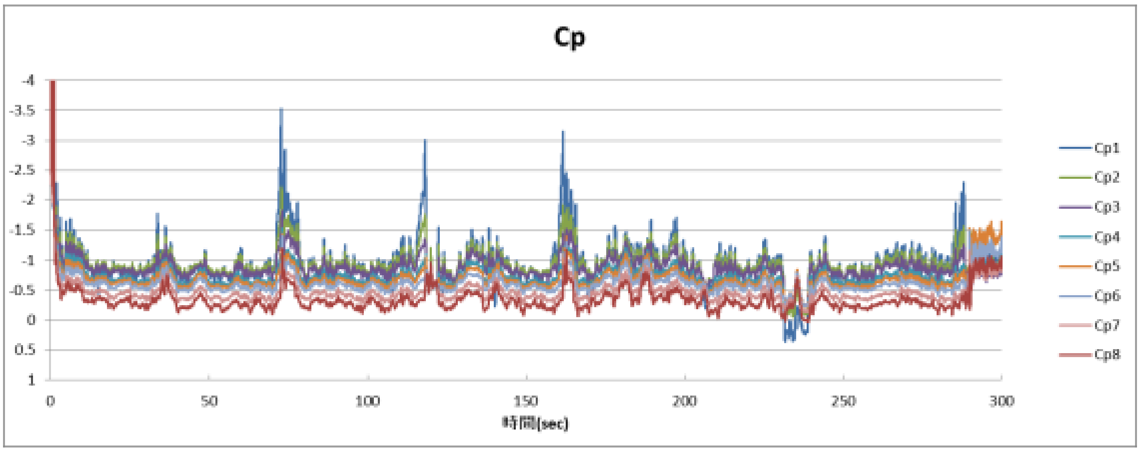

図 4.15　飛行中の翼上面 Cp 履歴

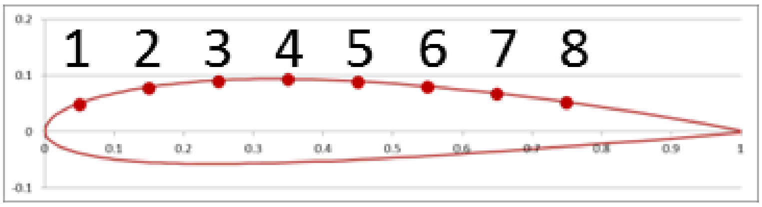

図 4.16 圧力孔番号

このフライトでは，T=0sec にて滑走を開始している．その後，T=70sec，T=120sec，T=170sec 付近にて失速試験を行い，T=280sec から着陸している．このように飛行中の速度・迎角と圧力分布の時間変化を記録した．

4.2.1　Cp 分布と迎角

このフライトでは，8 つの圧力センサーは主翼上面の 8 つの圧力孔にそれぞれ接続した．まず，圧力が正しく測れていることを確認するため，飛行中における特定の迎角の時の主翼上面の Cp 分布と，同じ機体を風洞に設置して計測した *Cp* 分布を比較する．

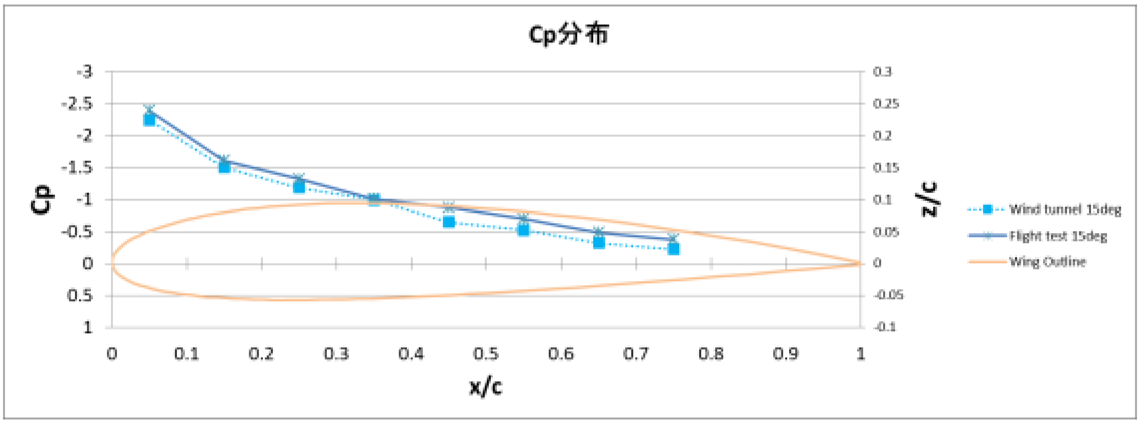

図 4.17　飛行中及び風洞での主翼上面の Cp 分布（迎角 15°）

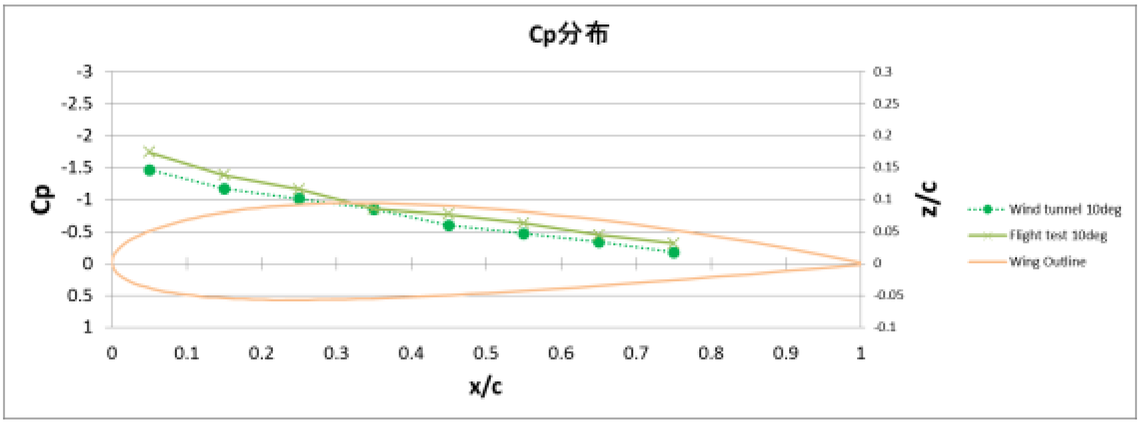

図 4.18　飛行中及び風洞での主翼上面の Cp 分布（迎角 10°）

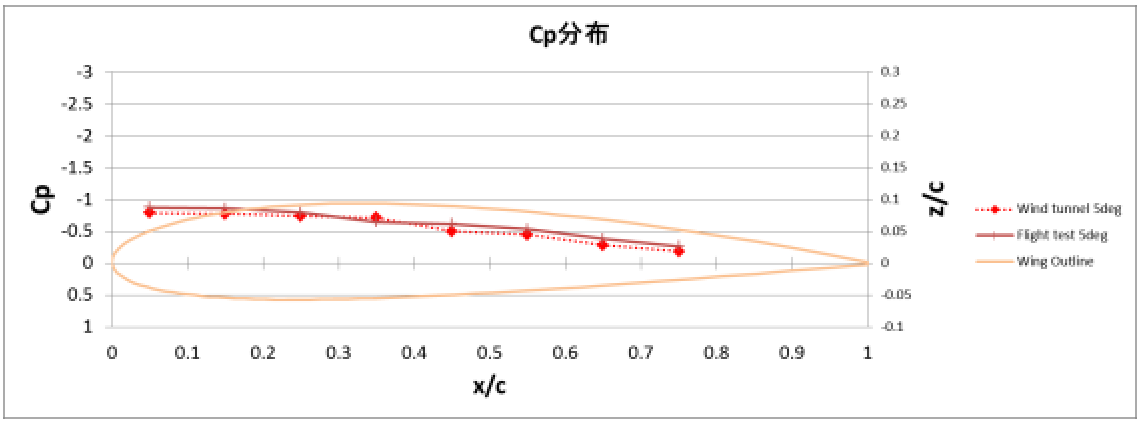

図 4.19　飛行中及び風洞での主翼上面の Cp 分布（迎角 5°）

ここで，Flight test の値は，飛行中にある迎角が測定された瞬間の Cp を示している．Wind tunnel は風洞試験で計測された Cp であるが，迎角が 5°，10°，15° のいずれに於いても，風洞試験及び飛行試験中の Cp 分布はよく一致している．

4.2.2　失速・スピン試験

失速及びスピン試験のデータを以下に示す.

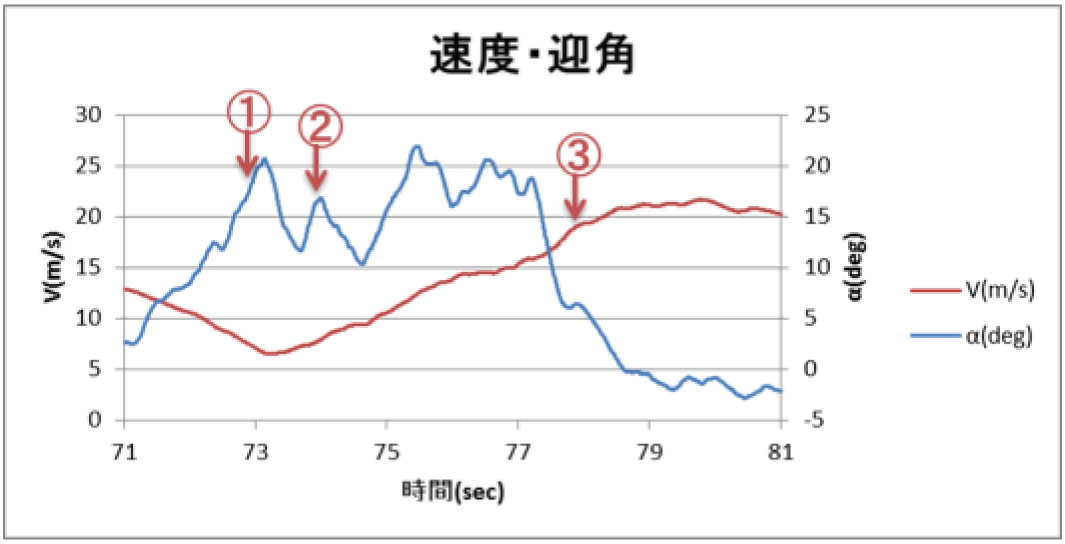

図 4.20　失速・スピン試験時の速度・迎角履歴

まず，減速するとともに水平飛行を維持するため迎角が増加している.

図 4.21　減速・機首上げ

図 4.22　減速・機首上げ中のタフト

次に①の地点で剥離が発生し，失速に入る．

図 4.23　剥離開始

図 4.24　失速

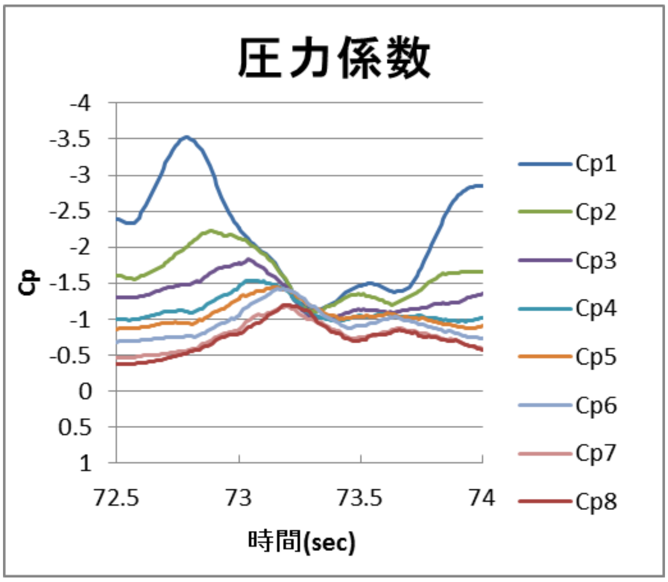

図 4.25　失速時の圧力係数履歴

翼上面のタフトは大きく乱れており，流れが剥離したことが確認できる．また，タフトは前縁の翼根側から乱れ初め，それが翼全体に広がる．このことから，流れは前縁剥離を起こすとともに，翼根から失速していることが分かる．圧力係数の履歴を見ると，前縁に

近い点より負圧の減少が始まり，後編側へと伝播する様子が捕らえられており，前縁剥離を裏付けている．この模型飛行機のレイノルズ数がおよそ 2.0×10^5 と小さいために前縁剥離を起こしており，主翼の平面形がほぼ矩形であるために翼根から剥離を起こしている．

この状態より，エルロン及びラダーを同方向に最大入力し，スピンに突入する．

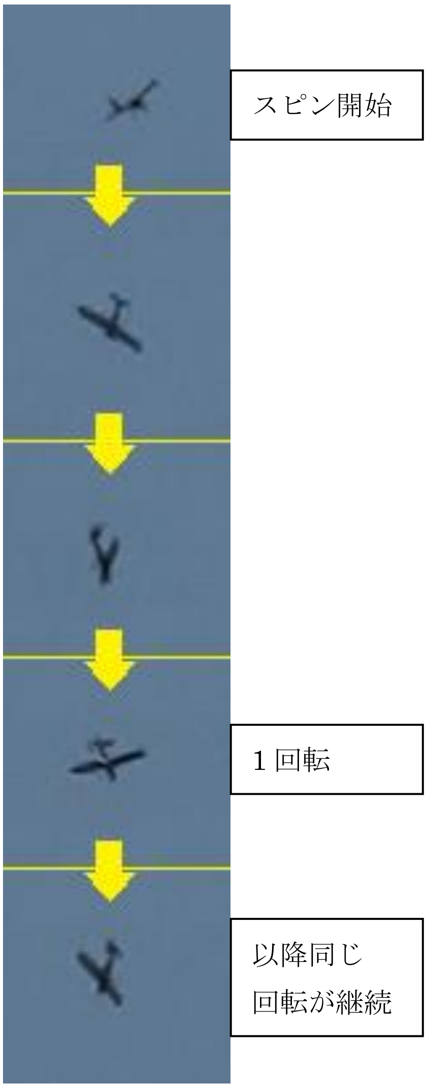

図 4.26　スピン中の機体

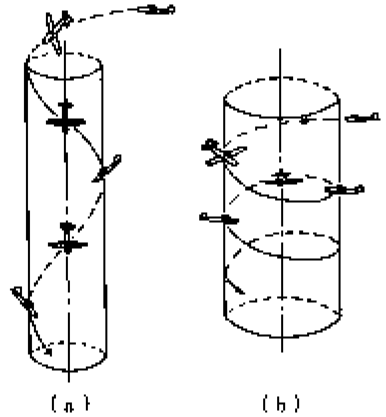

図 4.27　垂直きりもみ（スピン）(a) と水平きりもみ (b)

出典：航空力学の基礎

ビデオで撮影された様子から，飛行機は機首を大きく下げてスピン運動をしており，これは図 4.27 の（a）垂直きりもみに相当する．これに対して，（b）水平きりもみでは脱出は非常に困難になる．また，ビデオの解析より 1 回転で定常状態となり，2 回転目以降は周期 0.8 秒でスピンが継続する．これまでも，風洞内で翼をその中心周りに強制的に回転させスピンを模擬する研究も存在するが，映像を見ると実際の運動では翼端付近を中心に回転している．このことは翼に生じる加速度が実際と異なることになるため，風洞でスピンを再現する場合には注意を要すると思われる．スピンに於いては，その速いロール・ヨー回転により機体周りの流れに強い非対称性が生じる．このため，飛行実験では左右両方向へのスピンを行い，スピン回転の内側及び外側両方でのデータを取得した．

まず，スピン回転の内側の翼におけるデータを示す．

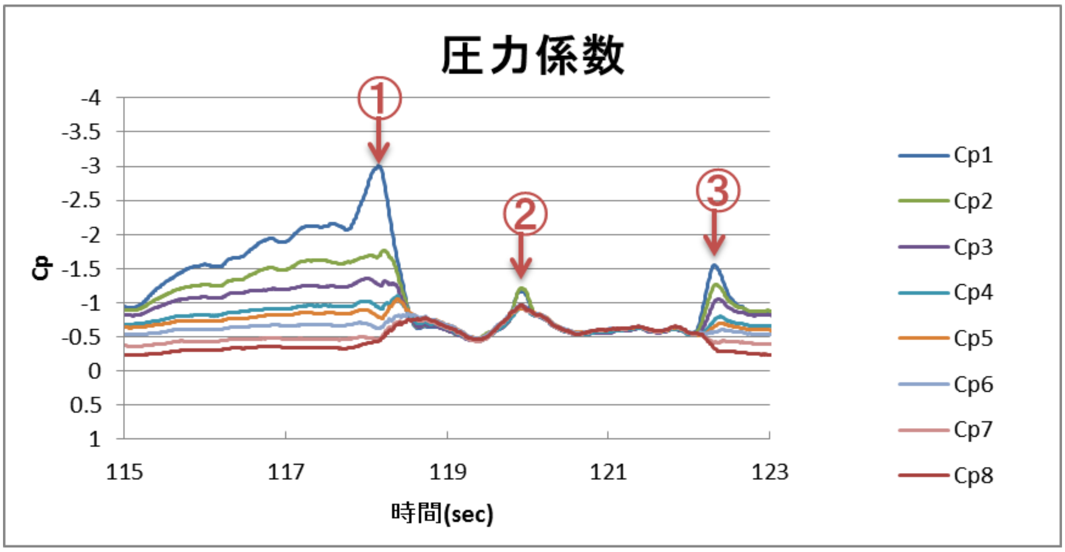

図 4.28　スピン回転内側の翼上面の圧力係数

図 4.29　スピン回転内側の翼上面のタフト

圧力係数の履歴に注目すると，①で失速後大剥離のため *Cp* は-0.5 付近まで減少する．その後②においてスピンに突入した後も③でスピンから回復するまで-0.5 を維持しており，剥離が継続し回転内側の翼は失速状態のままである．タフトの映像に於いてもスピン中はタフトが乱れて続けている．また，より回転の中心に近い翼端側で乱れが大きいのに対して翼根に近い領域では乱れが小さくなっている．

次にスピン回転の外側の翼のデータを示す．

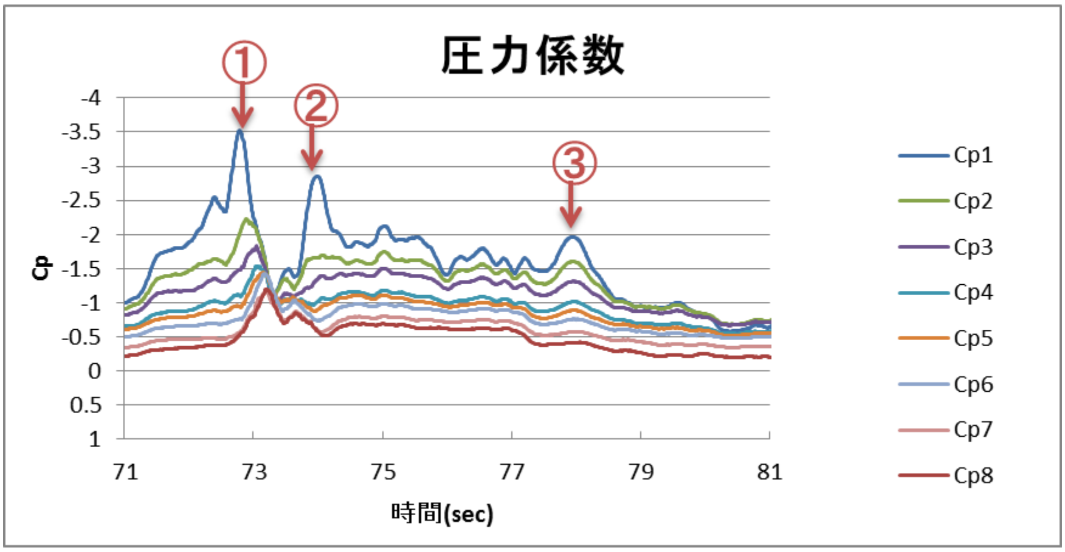

図 4.30　スピン回転外側の翼上面の圧力係数

図 4.31　スピン回転外側の翼上面のタフト

圧力係数の履歴を見ると，②においてスピンに突入するとともに負圧が回復しており，③においてスピンから脱出するまで継続している．タフトの映像に於いてもスピン中はタフトが乱れておらず，スピン回転の外側の翼は失速していない．*Cp* も大きな値を示すことから，大きな揚力が発生している事が分かる．このようにスピン中の飛行機では，内側の

翼は失速して大きな抗力を，外側の翼は失速しておらず揚力を発生することで回転が加速され，スピンが継続することが確認された．

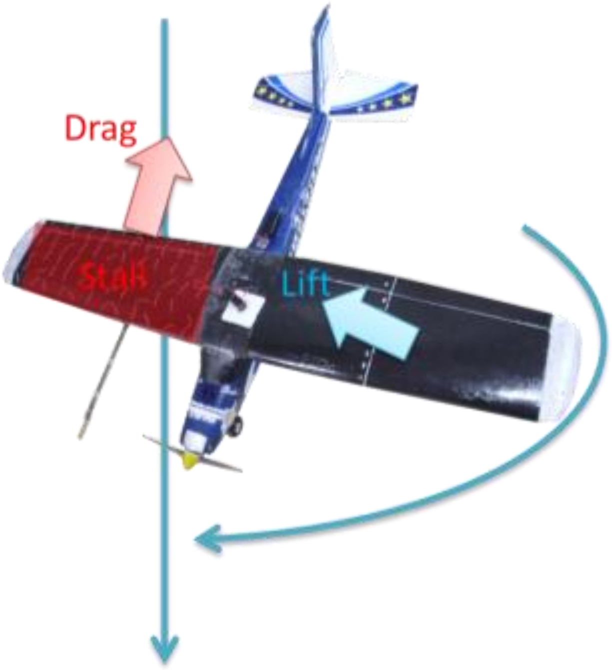

図 4.32　スピンと機体に働く力

4.2.3　C_l の推定

次に，圧力センサーを翼の圧力孔の内上面 4 点・下面 4 点に接続して試験飛行を行い，そのデータより平均空力翼弦での翼素の C_l を求めた．

まず平均空力翼弦での単位スパンあたりの揚力は

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V^2 \bar{c} C_l$$

$$C_l = \frac{2}{\rho_0 V^2 \bar{c}} L$$

翼厚は翼弦長に対して十分に小さいので，揚力 L は圧力分布をコード長方向に積分して得られる．迎角 α を考慮すると

$$L = \int_0^{\bar{c}} P_{upper} - P_{lower} dx$$

圧力係数を導入すると

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V^2 \int_0^{\bar{c}} Cp_{upper} - Cp_{lower} dx$$

式を離散化して

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V^2 \sum Cp_{upper}\Delta x - \sum Cp_{lower}\Delta x$$

ここで Δx は各翼弦素の長さである．よって

$$C_l = \sum Cp_{upper}\frac{\Delta x}{c} - \sum Cp_{lower}\frac{\Delta x}{c}$$

この式より，各圧力孔で計測された Cp に翼弦の割合を掛けて足し合わせることで，揚力が計算できる．

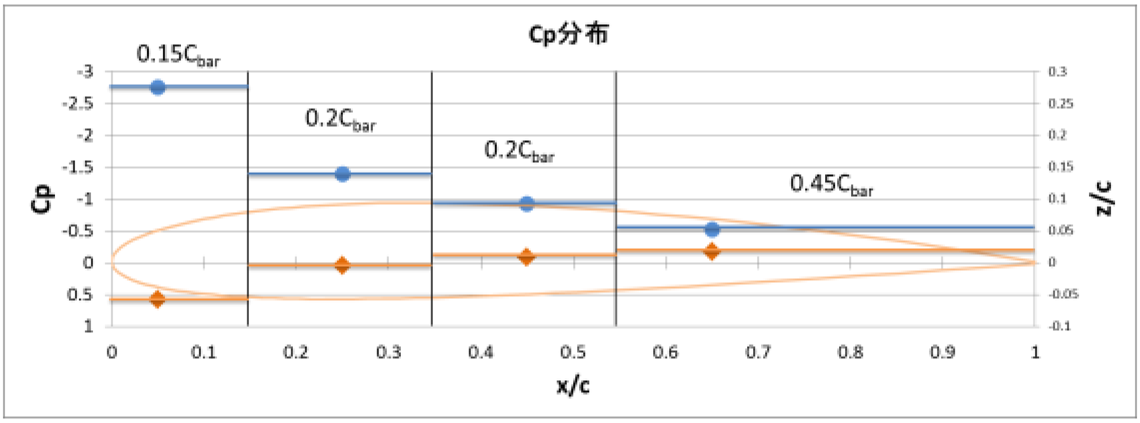

図 4.33　離散化された圧力係数

これによって飛行中の C_l を計算し，横軸に迎角を取りプロットすると．

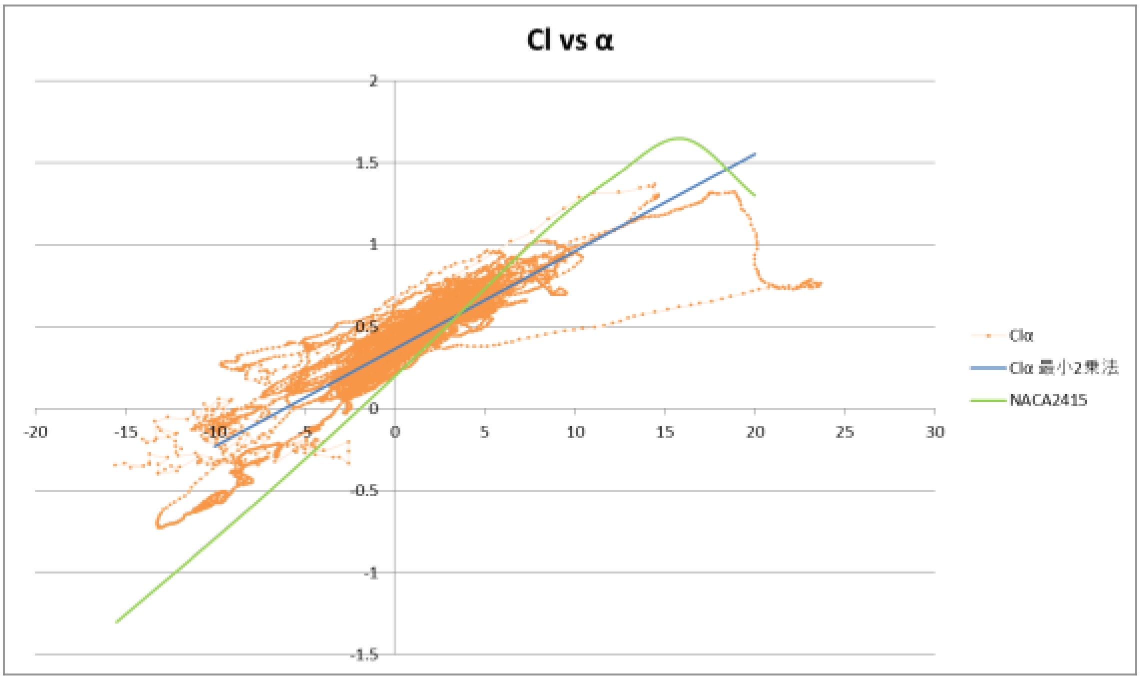

図 4.34　飛行中の Cl と迎角

図中，オレンジで示した点が離陸から着陸まで各時間に計測された C_l である．また青線で示した点は，計測されたデータより最小 2 乗法で計算した C_l の傾きを表し，緑線は NACA2415 翼型の Re=3.0×10^5 における C_l である．計測された C_l にはややばらつきがある物の，右肩上がりになっており定性的に正しい結果が得られた．0 揚力となる迎角にも差が見られるが，これは飛行試験では機体軸を基準としており，主翼には取り付け角があるためである．計測された $C_{l\alpha}$ は 0.059(1/deg)であるのに対して 2 次元の NACA2415 の $C_{l\alpha}$ は 0.096(1/deg)であり，0.62 倍と揚力傾斜は小さくなっている．一方で 1 号機のアスペクト比は 5.88 であり，下図より 2 次元翼に対して 3 次元翼では揚力傾斜は 0.72 倍となる．

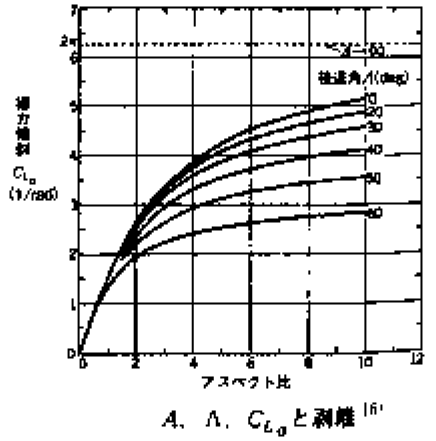

図 4.35　揚力傾斜とアスペクト比

出典：KMAP による飛行機設計演習

このため，計測された $C_{l\alpha}$=0.059(1/deg)は予測される $C_{l\alpha}$=0.069(1/deg)に対してやや小さな値になる．ただし，この値は平均空力翼弦での翼素 C_l であり，又先の結果から圧力は正しく測れているため，平均空力翼弦の翼素のデータとしては概ね正しいと考えられる．

最大揚力係数 C_{lmax} はおよそ 1.32 であり，そのときの迎角は 19° であった．C_{lmax} は 2 次元翼よりも低く，そのときの迎角は 2 次元翼よりも大きくなっているが，これは 3 次元翼で AR=5.88 であることを考えると，定性的に正しいと言える．また，迎角 19° で失速後，C_l が急激に下がる様子も捕らえられている．さらに迎角が大きくなると C_l は 0.75 で一定となるが，この間機体はスピン中であり翼の圧力孔付近では流れが剥離し，下面に当たる風圧である程度の揚力が生じている状態となっている．その後，迎角が減少してスピンより回復するが，C_l はすぐに回復せず低いまま迎角が減少し，迎角が 2° 以下となったところでようやく元の値に復帰している．下図はその部分を抜き出した物である．

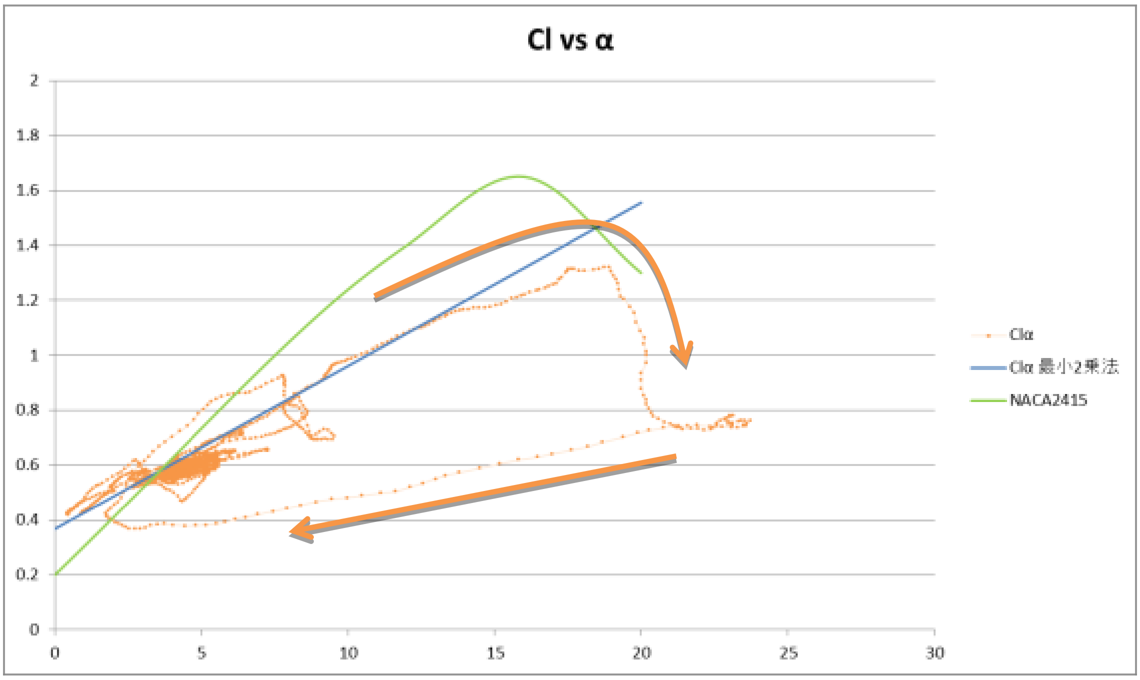

図 4.36　失速・スピン時の Cl と迎角

このように，失速後に迎角を減少させていっても揚力がすぐに回復しない現象は，ダイナミックストールに見られる．

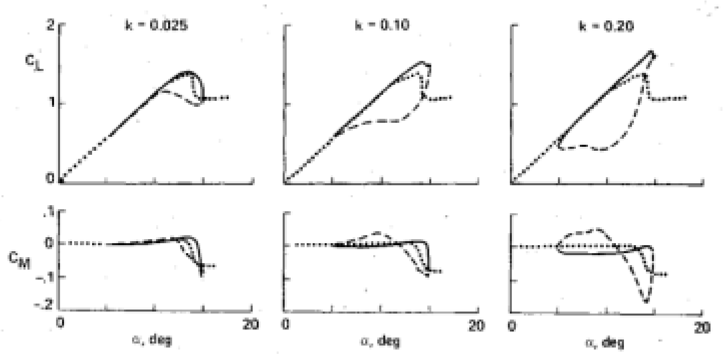

Fig. 12 Unsteady airloads for case 7, NACA 0012 airfoil, $\alpha = 10° + 5° \sin\omega t$.

図 4.37　ダイナミックストール時の CL,CM

出典: Viscous-Inviscid Interaction on Oscillating Airfoils in Subsonic Flow

ここで $k=\omega c/2U_\infty$であるが，今回のケースでは 0.5 秒で急激に迎角が減少しており周期 1.0秒とすると角振動数$\omega=2\pi$であり k≒0.05 と十分にダイナミックストールを起こしていると考えられる．このため C_{lmax}についても，静的な場合に比べてやや大きくなっている物と考えられる．その他，誤差となる原因は上下面 4 点ずつと計測点が少ないことがある，これは，今後よりたくさんのセンサーを搭載して飛行試験を行う必要があると思われる．

4.3　2 号機による飛行試験

双発のプロペラとフラップを装備した 2 号機ではより複雑な飛行試験を行い，失速・スピン時のフラップやプロペラ後流の影響の調査を行った．

図 4.38　離陸

図 4.39　スピン

図 4.40　着陸

図 4.41　オンボードカメラ（離陸）

図 4.42　オンボードカメラ（飛行中）

図 4.43　オンボードカメラ（着陸）

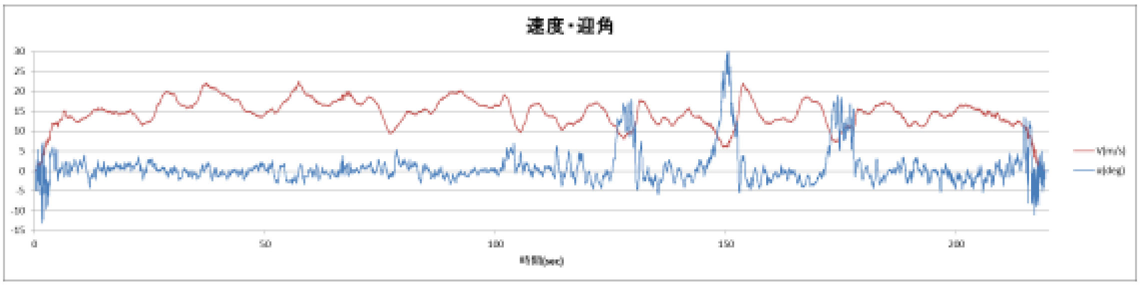

図 4.44　飛行中の速度及び迎角履歴

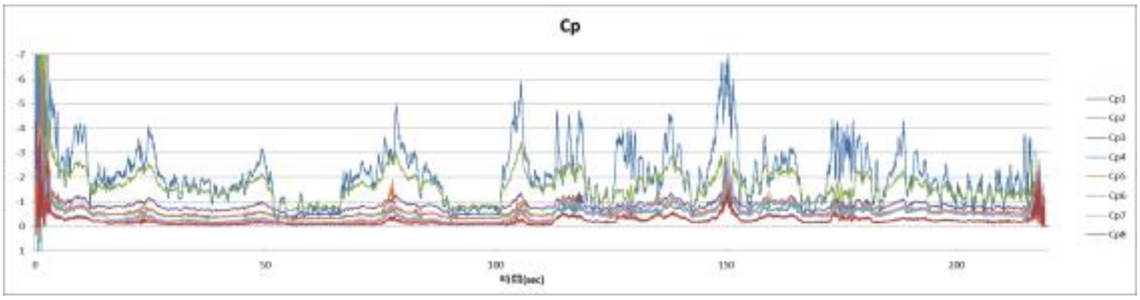

図 4.45　飛行中の圧力履歴

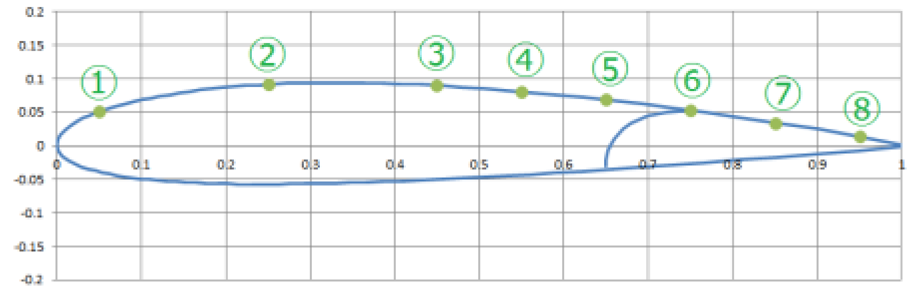

図 4.46　翼断面と圧力孔番号

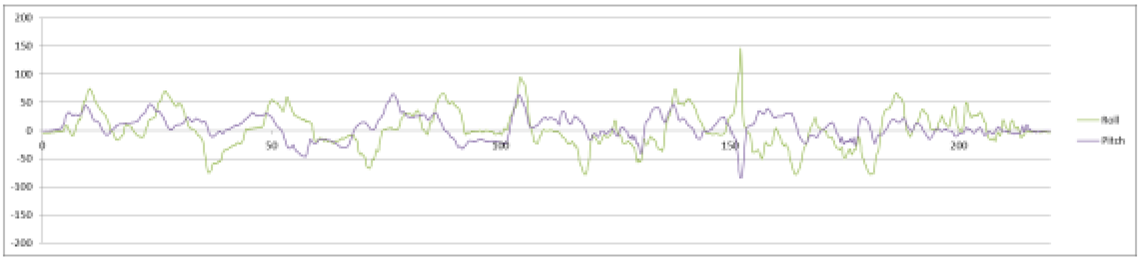

図 4.47　ロール・ピッチ角履歴

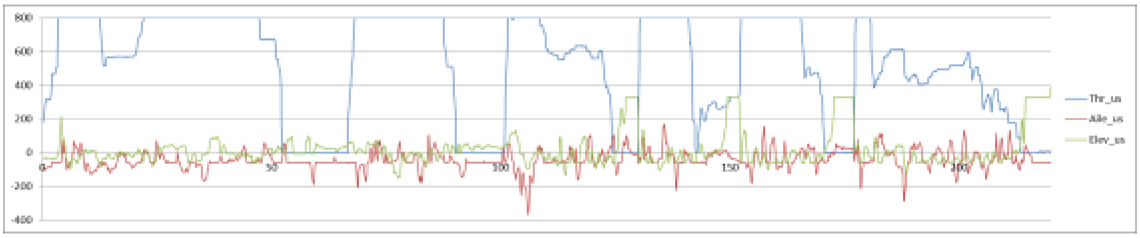

図 4.48 スロットル・エルロン・エレベーター操舵履歴

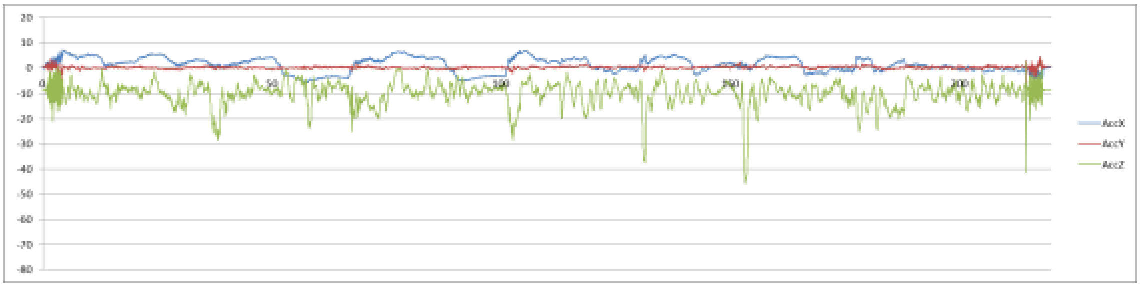

図 4.49 X,Y,Z 加速度履歴

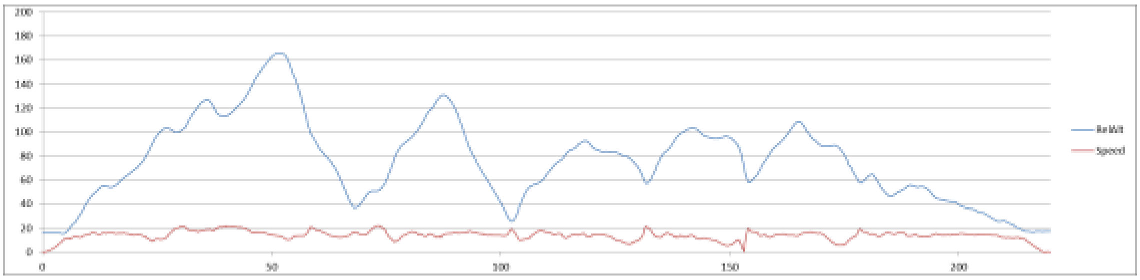

図 4.50 高度・対地速度履歴

このフライトではまずフラップ角を 15 度にセットして離陸，T=15sec にてフラップを格納している．その後，上昇とパワーオフでの滑空を 2 度実施し，T=110sec にてフラップを 30 度まで展開，T=125sec，T=150sec，T=170sec 付近の 3 回にわたり失速試験を実施し T=215sec にて着陸している．2 号機に於いては，ArduPilotMega2.5 を GPS・高度・IMU・操舵入力ロガーとして搭載しており，1 号機と比較して取得可能なデータが大幅に増えている．圧力孔に関しては，左翼ナセル外側の 10 点の内，8 点にセンサーを接続して計測を行った．

4.3.1 失速・スピン試験

2 号機による失速・スピン試験の結果を以下に示す．2 号機はフラップを持ち，その前方にプロペラが有りその後流がフラップに当たるため，フラップアップ（0°）及びフラップダウン（30°），プロペラ停止（スロットル 0%）及びプロペラ推力有り（スロットル 41%）

での試験を行い，その結果を比較する．

4.3.1.1　フラップなし（0°）

まず，フラップアップでの失速試験の結果を示す．なお失速時，プロペラは停止している．（電流ゼロ）

図 4.51　失速前

図 4.52　失速開始

図 4.53　スピン突入

図 4.54　回復

図 4.55　軌跡・姿勢

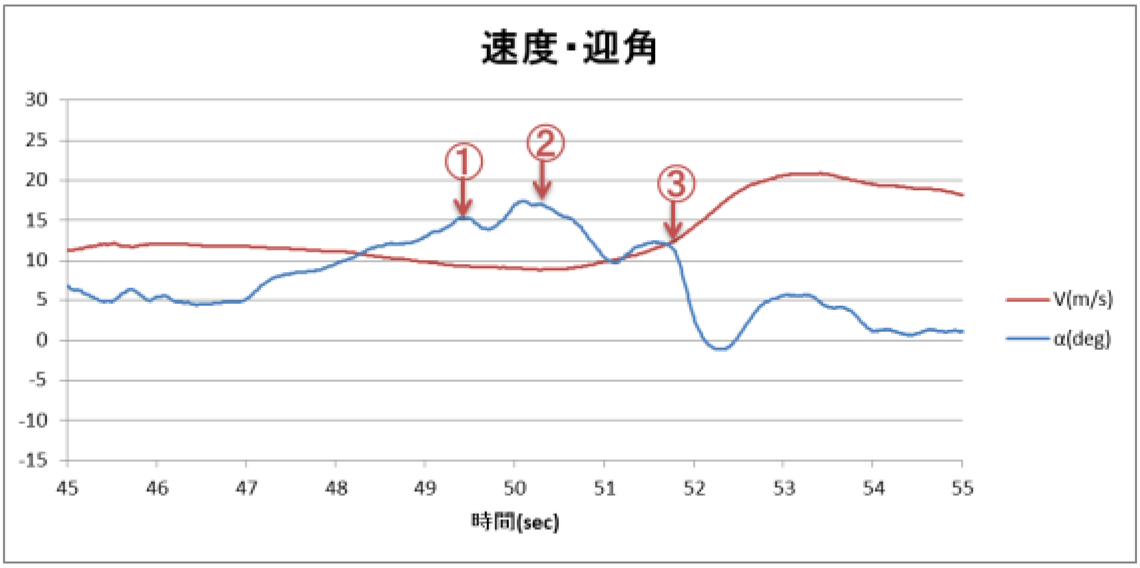

図 4.56　速度・迎角履歴

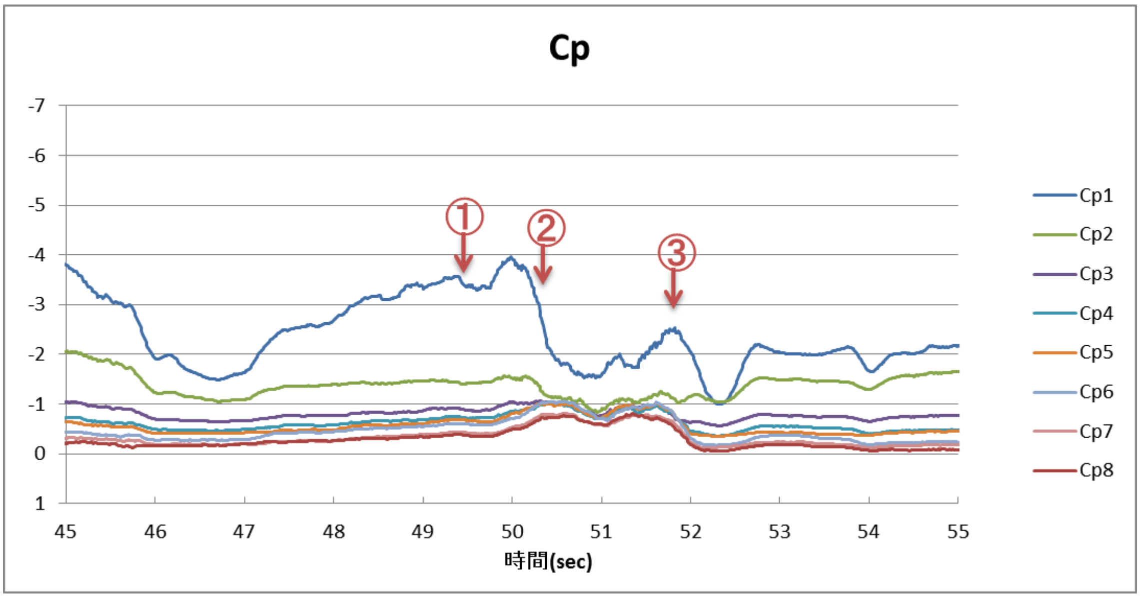

図 4.57　圧力履歴

速度や圧力のグラフにおける①の地点におけるタフトの様子が図 4.52 であるが，この時点ですでに翼根から剥離を始めており，失速に入っている．このときの速度及び迎角は V=9.3m/s・α＝15deg であった．しかし，圧力孔はナセル外側にあるため，この時点では圧力孔付近の流れは剥離しておらず，まだ負圧を保っている．その後，スピンに入り始める②の段階に於いて失速領域が広がり，負圧は減少する．また，このとき圧力孔のある左翼

はスピンの内側となっている．一方で図 4.53 に見られるように，スピン外側の翼では，ナセルの外側まで失速領域が広がっていない．

4.3.1.2　フラップ 30°

次にフラップを下げた場合の結果を示す．こちらもプロペラは停止している．

図 4.58　失速前

図 4.59　失速開始

図 4.60　失速

図 4.61　スピン突入

図 4.62　回復

図 4.63　軌跡・姿勢

図 4.63　軌跡・姿勢

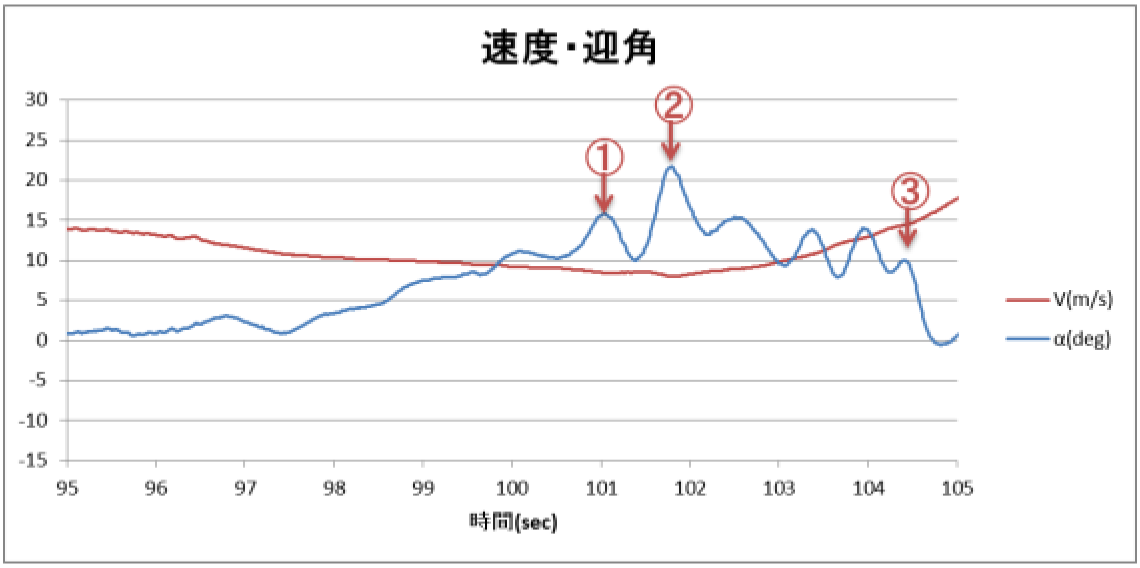

図 4.64　速度・迎角履歴

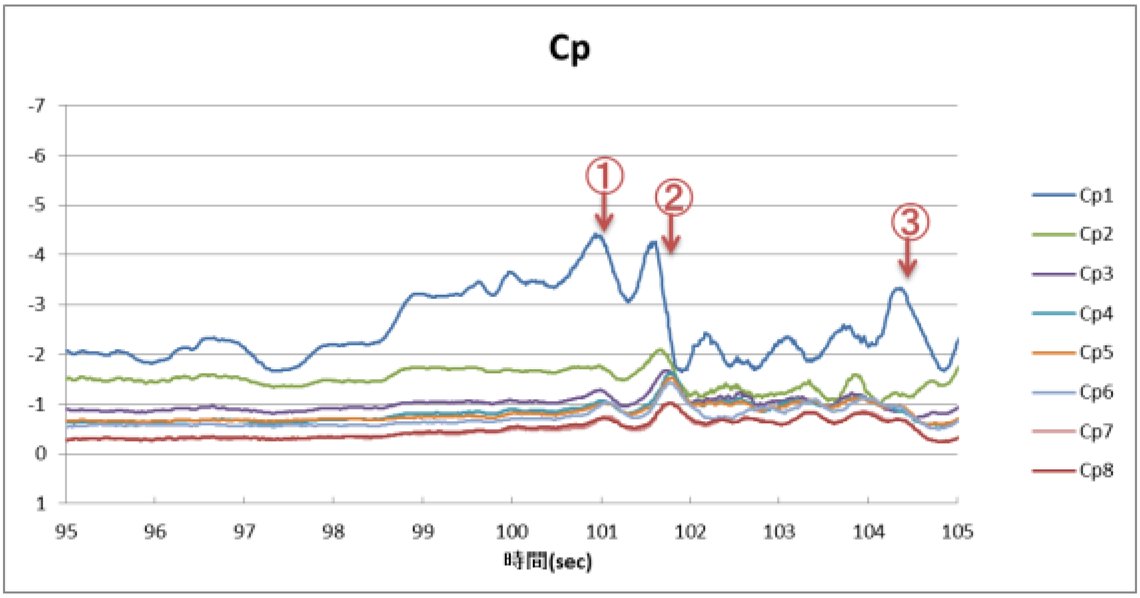

図 4.65　圧力履歴

フラップ 30°に於いてもフラップなしと同様に，図中①において図 4.59 のように翼根から剥離が発生し失速が始まるが，ナセル外側は負圧を保っておりまだ失速していない．このときの速度・迎角は V=8.5m/s・α=16deg であり，フラップなしに比べて 1 割遅く，迎角もわずかに大きくなっている．②にて図 4.60 のように翼端まで失速領域が広がり，負圧もシャープに減少している．フラップなしと比較すると，明らかに負圧の減少は急激に発生しており，フラップを下げることで失速は急になる．また，フラップ無しでは翼端まで失速することはなかったが，フラップ有りでは翼端まで失速し，迎角の最大値も 17°→22°と大きくなっている．フラップ使用時はフラップなしと比較してより急で深い失速に入ることになり，特に低速の離着陸時には危険であるため，注意が必要である．失速後スピン中の状態ではフラップ 30°となしではほぼ同じ圧力係数となっており，タフトの様子も大きな変化は見られなかった．スピンに於いては，フラップの影響はあまり大きくないと考えられる．

ここで，フラップ効果について推算値と比較して検証をする．まず，文献よりフラップによる断面最大揚力増加分 ΔCl_{max} は以下のように表される．

$$\Delta C_{l\,\max} = k_1 k_2 k_3 \cdot (\Delta C_{l\,\max})_{base} \qquad \cdots 数式\ 4.1$$

$k1, k2, k3, (\Delta C_{lmax})base$ は次の図から求められる．

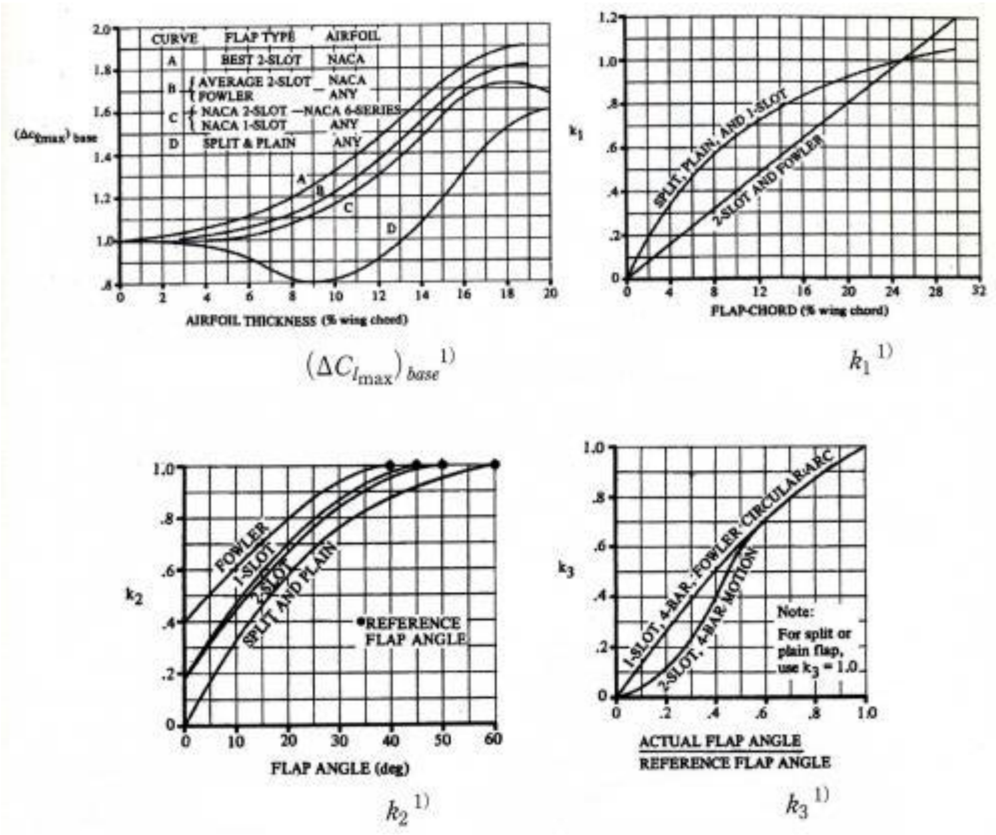

図 4.66　$k1,k2,k3,(\Delta C_{lmax})base$

出典：KMAP による飛行機設計演習

ここで翼厚比は平均で 15%でありフラップコード長は 32%，フラップ角 30°であり，$k3$ については簡単に 1 とすると，$(\Delta C_{lmax})base$＝1.6,$k1$＝1.05,$k2$＝0.88 であり，ΔC_{lmax}＝1.48 となる．また，翼全体では後退角無しの場合

$$\Delta C_{L\max} = \frac{S_{Wf}}{S_W}\Delta C_{l\max}$$ ・・・数式 4.2

となる．ここで S_{Wf} は下図のように定義される

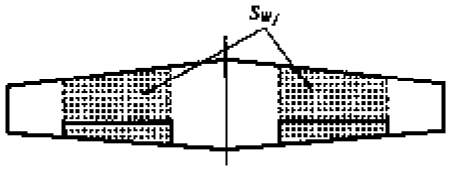

図 4.67　S_Wと S_{Wf}

出典：KMAP による飛行機設計演習

本機では$\dfrac{S_{Wf}}{S_W}=0.44$であるので，$\Delta C_{L\max}=0.65$となった.

実験のデータにおいては，まず失速直前まで水平飛行を仮定すると，

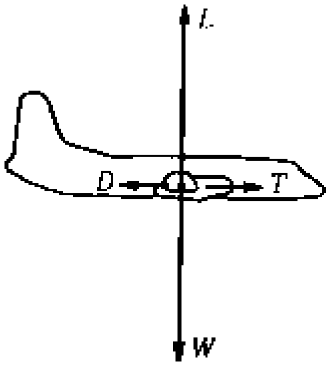

図 4.68　水平飛行中の力の釣り合い

出典：航空力学の基礎

$$W=L=\frac{1}{2}\rho_0 V^2 SC_L \qquad \text{・・・数式 4.3}$$

よって

$$C_L=\frac{2W}{\rho_0 V^2 S} \qquad \text{・・・数式 4.4}$$

Wは機体重量とし，失速時の速度から動圧を計算して全機の C_Lを計算すると

- フラップなし　　　：C_{Lmax}=1.62

- フラップ 30°　　　：C_{Lmax}=1.93

となった．その差はΔC_{Lmax_actual}=0.32 である．推算値と比較して，およそ 1/2 倍となっている．小さくなった原因としては推算では主翼のみを考慮しているが，実機での揚力は主翼だけでなく尾翼や胴体からも発生しているため，相対的に主翼の寄与分が小さいこと，フラップのあるところにはエンジンナセルが有り，これがフラップの性能を損なっている可能性が考えられる．

4.3.1.3　プロペラ後流の影響

次にフラップ展開（30°）状態においてプロペラ後流の影響を調べる．実験は，プロペラ停止（スロットル 0%）及びプロペラ後流有り（スロットル 41%）について行った．プロペラ停止時のデータは前の 4.3.1.2 章にて示したとおりであるので，ここではプロペラ後流有りのデータを示す．

図 4.69　失速前

図 4.70　失速

図 4.71　スピン突入

図 4.72　回復

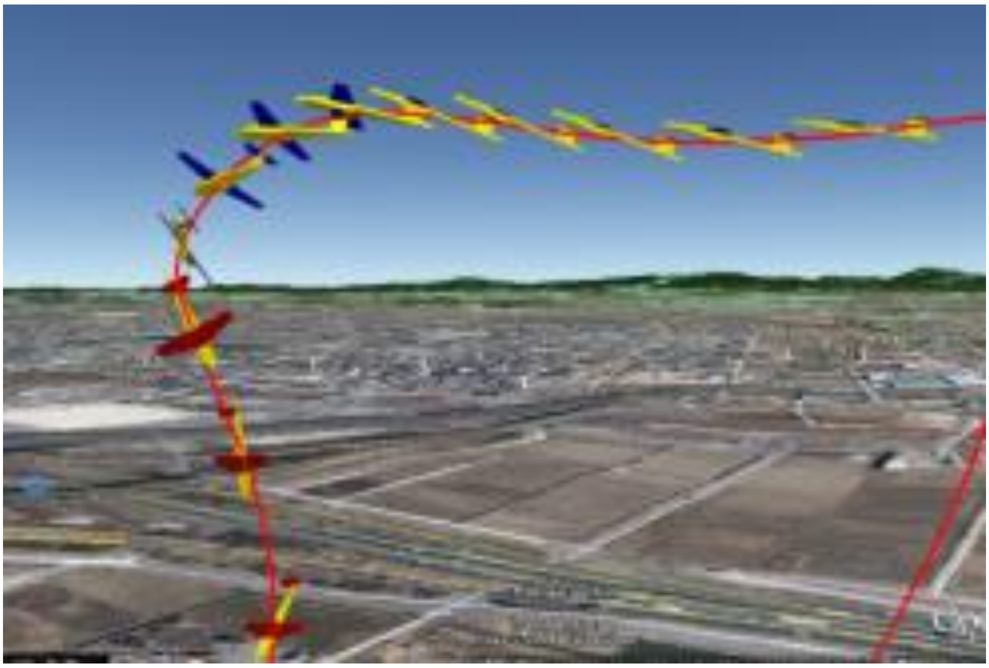

図 4.73　経路・姿勢

図 4.74　速度・迎角履歴

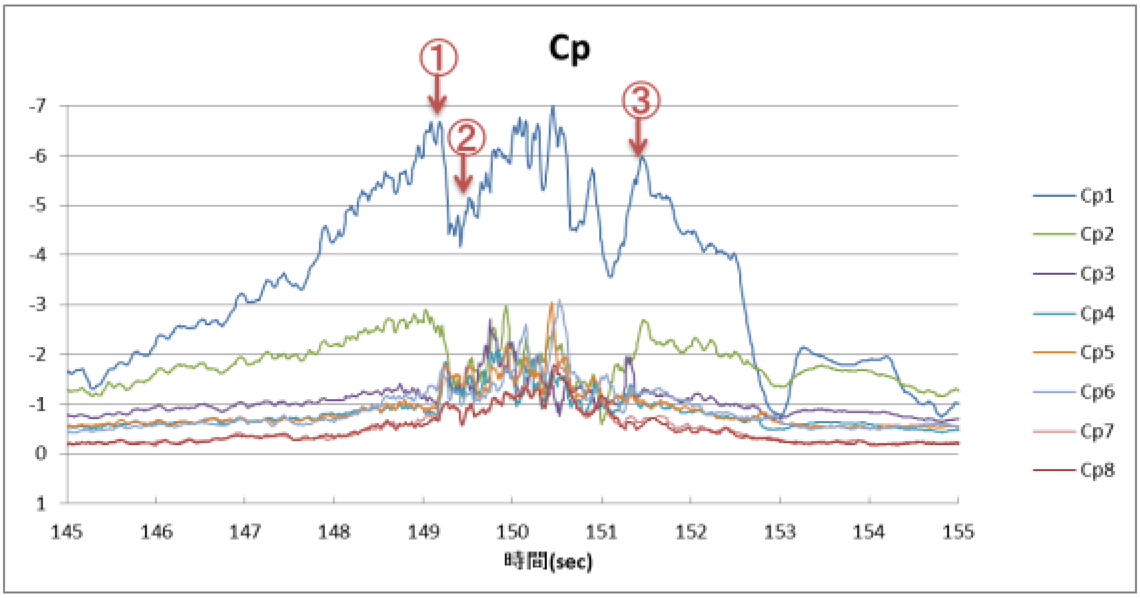

図 4.75　圧力履歴

まず，失速時のタフト図 4.70 を見ると，翼全体で一度に剥離が発生している．これは，プロペラ後流無しの図 4.59 では翼根から剥離し始めていたのに比べると対照的である．失速時①の速度・迎角は V=7.1m/s・α=20deg と速度はさらに 2 割遅く，迎角は大幅に大きくなったほか，失速直前の圧力係数についても．翼全体にわたって大きくなっている．プロペラ後流の影響を受ける翼根付近においては，プロペラ後流と一様流の流速が合成されるため，見かけの迎角が小さくなることでこの部分の失速が遅れるとともに，プロペラで加速された流れが当たるために負圧も大きくなった物と考えられる．このため，翼根側の

失速が遅くなり，さらに迎角が増えたところで全体が一気に剥離した．また，このときの軌跡と姿勢の履歴を確認すると，プロペラ後流がない場合と比較して急激で速いスピンに入っているが，翼端まで失速することでスピン運動が速くなった物と考えられる．

前節と同様にして，この場合の全機 C_{Lmax} を計算すると

- プロペラ後流なし　：C_{Lmax}=1.93
- プロペラ後流あり　：C_{Lmax}=2.77

となった ΔC_{Lmax} は 0.84 となり，これはフラップのみの影響よりも大きい．このことはフラップにプロペラ後流が組み合わさることで，より大きな揚力を発生できることを示すが，減速などのためにプロペラの回転を遅くし，後流が弱くなった場合に急激な揚力の低下を起こし失速する危険があることを示している．

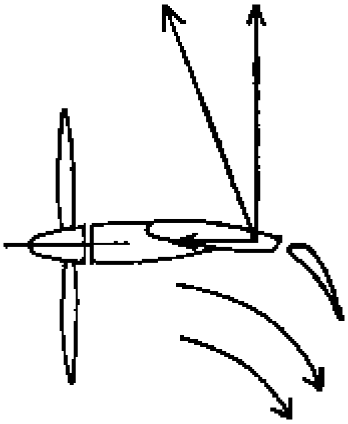

図 4.76　STOL 機におけるフラップによる後流の偏向と揚力の増加

出典：航空力学の基礎

4.3.2　飛行中の全機 C_L の推定

2 号機においても飛行中の C_L の変化を解析し，$C_{L\alpha}$ を求める．1 号機では圧力より平均空力翼弦での断面 C_l を計算したが，2 号機においては機体にかかる加速度より計算する．

まず，機体にかかる加速度と力の釣り合いを考える．簡単のため，推力・抗力の揚力方向への影響は小さいとして無視すると，揚力と機体にかかる x,z 方向の加速度 a_x,a_z の関係は下図のようになる．

図 4.77　揚力と加速度

よって

$$L = ma_z \div \cos\alpha$$ ・・・数式 4.5

また，揚力係数は

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V^2 S C_L$$ ・・・数式 4.6

より

$$C_L = \frac{2L}{\rho_0 V^2 S} = \frac{2ma_z}{\rho_0 V^2 S \cos\alpha}$$ ・・・数式 4.7

となる．飛行中各時間に測定された a_z, α, V から C_L を計算し，横軸に迎角 α をとってプロットする．

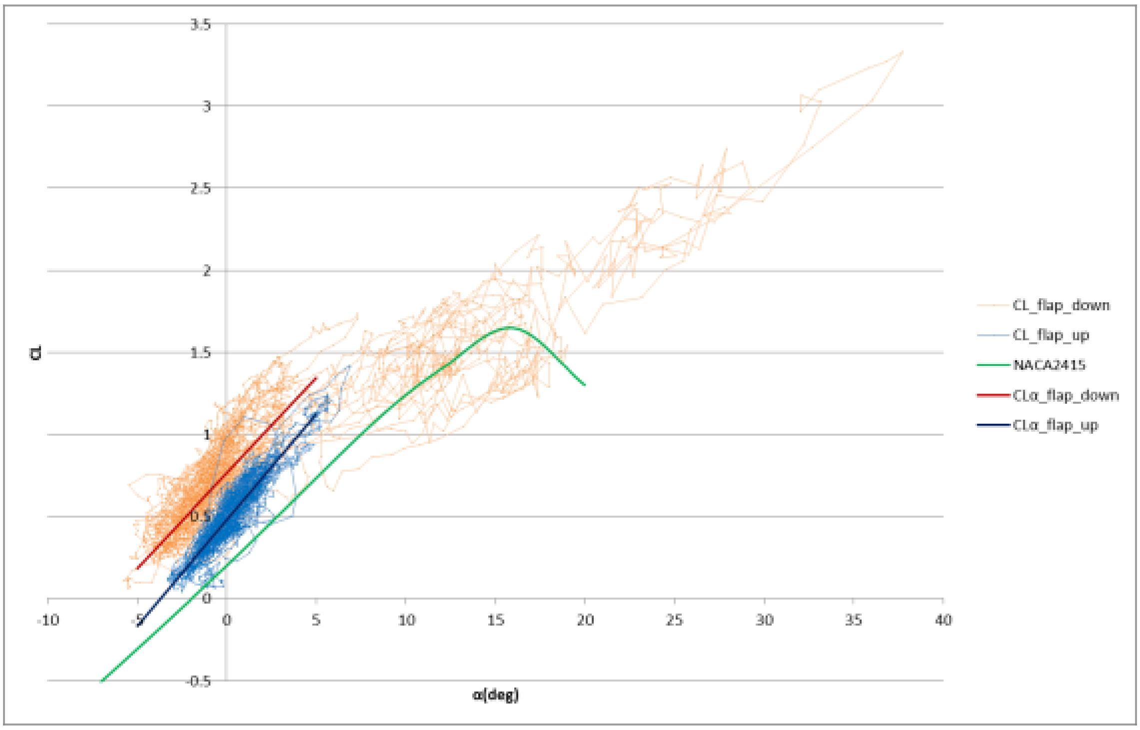

図 4.78　飛行中の C_L と迎角

図中，オレンジの点はフラップ 30°の揚力係数，薄い青の点はフラップなしの揚力係数である．赤線・青線はそれぞれフラップ 30°となしにおける C_{L_α} を迎角 5°以下において最小 2 乗法により求めた物である．参考に緑線は平均空力翼弦の翼型 NACA2415 の 2 次元における C_L を表す．計測された揚力係数は，翼型単体と比較しても合理的な値を示している．まず，フラップ 30°ではフラップなしと比べて，迎角に寄るが 0.3 程度，同じ迎角での揚力係数が大きい．また，揚力傾斜はやや小さくなっている．1 号機による翼素での計算では 2 次元翼と比較して揚力傾斜小さくなっていて，3 次元翼であることと合致していたが，2 号機による全機の揚力係数の計算では，3 次元翼であるにもかかわらず揚力傾斜が大きい．また全体的に NACA2415 の揚力係数より大きくなっているが，これらは主翼の取り付け角によるオフセットと，胴体や尾翼が揚力を発生している事が考えられる．一方で迎角が 5～10°の領域では揚力係数の増加は鈍くなっているが，この領域ではまだ主翼に剥離は生じていないため，胴体などで剥離が生じてその寄与が変化したと考えられる．迎角 20°を超えてもなお揚力係数は増大しているが，この領域は試験飛行中スピン状態になっていたときであり，スピン中翼の半分は失速せずに揚力を生み出している他，残り半分も下面からの流れによって剥離はしていても上向きの力を発生しているため，z 方向にも 1G 程度の加速度を生じている事による．このとき，測定される迎角は大きく，動圧は小さいため大きな C_L となっているように見える物と思われる．このことから，この方法では全機での揚力係数は求められるが，主翼のみでの揚力係数を知りたい場合には，圧力を測定すること

の方が正確である．また，圧力測定による方が失速による揚力の減少が明確に捕らえられることが分かった．

図 4.78 では失速による揚力の低下が判別しにくいため，同じデータより失速試験において減速から流れが剥離するまでのデータを抜き出すと，以下のようになった．

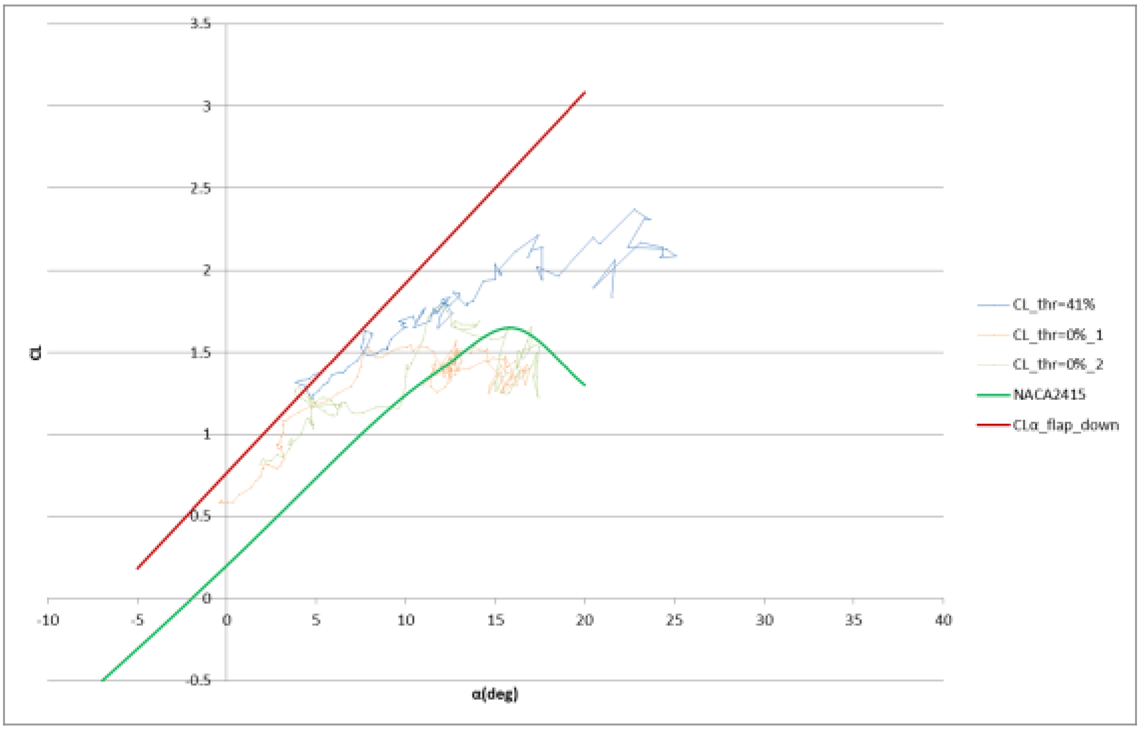

図 4.79　揚力係数と迎角（失速時）

データはすべてフラップ 30°の場合で青線がプロペラ後流あり，黄緑及びオレンジがプロペラ後流無しの場合である．失速前後のみを取り出した場合，失速による揚力の低下を見ることが出来る．最大揚力係数はプロペラ後流無しではおよそ 1.6，プロペラ後流ありでは 2.4 程度となり，先の章で水平飛行（つまり，加重が 1G）とした場合に比べて小さくなった．差は 0.8 と先の章と同程度であり，プロペラ後流がフラップに当たることで最大揚力係数が大きくなることに変化はない．しかし，水平飛行中に失速させる方法で最大揚力係数を得ようとしても，試験中必ず上下動が発生し加速度がかかっており，1G を仮定して揚力係数を求める方法はあまり好ましくないと言える．実際には失速時の加速度は 1G よりやや小さくなっている．一方で，加速度を入れて計算する場合も，センサーのノイズの影響が大きく値がばらつくため，十分な試験回数を繰り返し，ノイズを減らす必要があると言える．

第5章　結論

- 模型飛行機に 5 孔ピトー管や圧力センサーを搭載することで空力データを採取し，失速・スピンを含む飛行中の機体の空力特性について考察することが出来た．
- 5 孔ピトー管は搭載位置により機体周りの流れと干渉して誤差が大きくなるため，主翼などからは十分に離す必要がある．主翼の前縁よりは翼弦長の長さ以上離すのが良い．
- 比較的静的な状態では，風洞で計測される翼面上の圧力と飛行中の圧力は等しい．
- 主翼の圧力孔より圧力分布を測定し翼断面の断面揚力係数を求めることが出来た．
- 断面揚力係数の傾斜は 3 次元翼であるために 2 次元翼の物より小さい．
- 断面の揚力傾斜は 3 次元であることを考慮しても，文献による予測値よりも小さい．
- 全機の揚力係数と揚力傾斜は，加速度計を使用して揚力を推測する事で求められる．
- 水平飛行であっても，正確な計測には加速度計が必要である．
- 全機では，揚力傾斜は低迎角では 2 次元翼と同程度である．
- 迎角が 5～10°において全機の揚力傾斜は大きく変化するが，この変化は翼断面の計測結果では見られない．
- 模型飛行機ではレイノルズ数が小さいため，層流翼でなく前縁半径の大きな翼でも前縁失速を起こす．
- 失速及びそこからの回復では速いピッチ運動を伴うことでダイナミックストールが起き，その結果，剥離・再付着ともに遅れることが圧力測定から確認された．
- フラップに関して
  - フラップを使用することで失速速度は遅くなるが，失速時の挙動は大きくなる．
  - フラップにプロペラ後流が当たることで，さらに失速速度は遅くなるが，失速時の運動も大きく，急激な失速を起こす．
- スピン現象に関して
  - スピンでは内側の翼は失速し，外側の翼は失速していない。これによりヨーイングやローリングモーメントが発生し，スピンが継続する．
  - スピンでは内側の翼端を中心に機体を振り回すような運動となる．
  - スピン開始から 1 回転で定常状態となり，2 回転目以降は 0.8 秒周期でスピンが継続する．

参考文献

（1）片柳亮二，“KMAP による飛行機設計演習”，産業図書，2009

（2）中村佳朗，“非圧縮性流体力学”，2009

（３）牧野光雄，“航空力学の基礎”，1989

（４）日本航空宇宙学会，“航空宇宙工学便覧”，丸善，2005

（５）W. J. McCroskey*and S. L. Pucci，“Viscous-Inviscid Interaction on Oscillating Airfoils in Subsonic Flow”，AIAA JOURNAL，VOL.20, NO.2, FEBRUARY 1982

（６）Sung-Hyun Kim et al，“Calibration of a Five-Hole Multi-Function Probe for Helicopter Air Data Sensors”，Int'l J. of Aeronautical & Space Sciences，Vol. 10, No. 2, November 2009

（７）M. Serdar Gença, Ilyas Karasu, H. Hakan Açıkel，“An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers”，Experimental Thermal and Fluid Science 39，2012

（８）（公財）航空機国際共同開発促進基金，“超低レイノルズ数航空機の翼特性　～火星探査航空機への応用～”，【解説概要 24-6】

（９）岡本正人 神馬義貴，“低レイノルズ数における翼の平面形空力特性の実験的研究”，秋田高専研究紀要第 44 号，2008

（１０）IRA H. ABBOTT, ALBERT E. VON DOENHOFF, and LOUIS S. STIVERS, Jr.，“SUMMARY OF AIRFOIL DATA”，REPORT No. 824 NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS，1945

（１１）野波健蔵，“民生用自律無人航空機 UAV・MAV の研究開発の現状と展望”，日本機械学会論文集 72 巻 721 号，2006

（１２）Honeywell Sensing and Control，“TruStability® Board Mount Pressure Sensors: HSC Series–High Accuracy”，2012

（１３）Vladimir Brusov, Józef Grzybowski, and Vladimir Petruchik，“Flight Data Acquisition System for Small Unmanned Aerial Vehicles”，Proceedings of the International Micro Air Vehicles conference，2011

（１４）M. Serdar Genç, Ilyas Karasu, H.HakanAçıkel and M. Tuˇgrul Akpolat，“Low Reynolds Number Flows and Transition”，InTech，2012

（１５）MachineTalker, Inc.，“MachineTalker NASA-UAV Board Final Report UAV Sensor Flight Test”，2005

（１６）Fong Ming Yang Eugene，“UAV Flight Test System”，National University of Singapore，2008

（１７）Austin M. Murch，“University of Minnesota UAV Flight Research Facility”, University of Minnesota，AEM Department Seminar，2012

（１８）Sia Long Qiang, “Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Flight Test System”, National University of Singapore，2012

（１９）山田貴史, 一 ノ 瀬 敬 之, 中 村 佳 朗, “スピンする平板翼の空力特性について”, 日本航空宇宙学会論文集 Vol. 50, No. 576，2002

（２０）吉田健太，“飛行する模型飛行機における空力データの測定”，名古屋大学，2013

謝辞

本研究を行うにあたり，多大なご指導をいただいた名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻の中村佳朗教授に感謝いたします．また，特に共同で研究に取り組んでくださった流体力学研究グループの吉田君，様々なアドバイスを頂いた流体力学研究室の皆様に感謝いたします．実験の実施においては飛行場を使用させて頂いたのみならず，模型飛行機の操縦法など様々な支援をしてくださいました菅原会長はじめ, 名古屋緑 RC フライングクラブの方々に感謝いたします.